



19 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

12 Patentschrift
10 DE 196 43 069 C 2

51 Int. Cl.⁶:
B 64 C 21/06
B 64 C 9/00
B 64 D 15/04

21 Aktenzeichen: 196 43 069.0-22
22 Anmeldetag: 18. 10. 96
43 Offenlegungstag: 23. 4. 98
45 Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: 25. 3. 99

Innerhalb von 3 Monaten nach Veröffentlichung der Erteilung kann Einspruch erhoben werden

73 Patentinhaber:
Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, 21129
Hamburg, DE

72 Erfinder:
Meister, Jürgen, Dipl.-Ing., 21614 Buxtehude, DE;
Pfennig, Jürgen, Dipl.-Ing., 27327 Martfeld, DE;
Held, Werner, Dipl.-Ing., 28857 Syke, DE

56 Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht
gezogene Druckschriften:

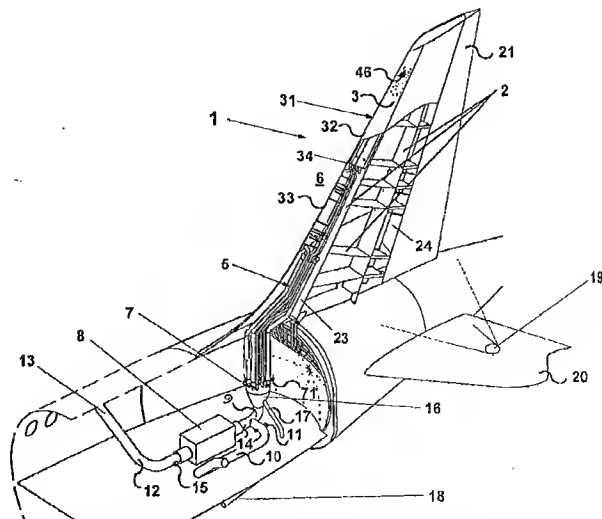
US 51 43 329
US 51 41 182
US 51 25 597
EP 04 36 243 A2

H.L. Hillebrand, "Zweite Haut", in DE-Z.:
Flug Revue, H. 12/1985, S. 66-70;
B.S. Shenstone, "Sucking off the boundary layer"
in GB-Z.: The Aeroplane, 27. Jan. 1937, S. 98-100;

54 Seitenleitwerksstruktur für ein Flugzeug

57 Seitenleitwerksstruktur für ein Flugzeug, bei der einer Seitenleitwerk-Tragstruktur stirnseitig ein Seitenleitwerksnasenteil fest aufsitzt, dessen nach innen gekrümmter und parabelgenähert geformter Nasenprofilrand durchlässig aufgebaut und durch Kammern, die in der Spannweite eines Seitenleitwerkes einen geschlossenen Kanalverlauf besitzen, unterteilt ist, bei der die Außenfläche des Nasenprofilrandes perforiert ausgeführt ist, auf dem ein perforiertes formangepaßtes Flächenelement befestigt ist, wobei der Nasenprofilrand mit dem Flächenelement, das funktionell als Trag- und Stützstruktur ausgebildet ist, eine Verbundstruktur bildet, bei der die Innenfläche des Nasenprofilrandes einen spannenweitenweise dem Seitenleitwerk liegenden und begrenzenden Hohlraum einschließt, den die Seitenleitwerk-Tragstruktur begrenzt, wobei mindestens ein Ende der Kammern und des Hohlraumes verschlossen ist, bei der auf dem Flächenelement eine perforierte Schicht aufgebracht ist, die den Vorderkantenbereich des Seitenleitwerksnasenteiles überdeckt, bei der wenigstens eine Rohrleitung mit der betreffenden Kammer in Verbindung steht, deren Verbindungsübergang zum nicht perforierten Nasenbereich des Seitenleitwerkes durch Kapselung erfolgt, wobei eine Kompressoreinheit vorgesehen ist, mit der sich die Erzeugung eines Unterdruckes in den Kammern verwirklichen läßt, dadurch gekennzeichnet, daß die Rohrleitungen (5) mit einer Ventil-Kontrolleinheit (7), die mehrere Luftabsaugregelventile (71) umfaßt, die einzeln in jede ihnen zugeordnete Rohrleitung (5) eingesetzt sind, versehen sind, wobei die Ventil-Kontrolleinheit (7) eine oberflächenbezogene definierte Absaugverteilung am Vorderkantenbereich (31) des Seitenleitwerksnasenteiles (3) reguliert, daß die Ventil-Kontrolleinheit (7) mit einer Kontrolleinrichtung, die wenigstens aus einem Controller besteht, verbunden ist und letztere die Luftabsaug-Regelventile (71) auf der Basis bezogener Sensorsignale separat ansteuert, daß die Rohrleitungen (5) in einen Luftsammelbehälter (16) münden, dem die Luftabsaugregelventile (71) vorgeordnet sind, daß der Luftsammelbehälter (16) mit der ihm nachgeordneten Kompressoreinheit (8) über eine mit einem ersten Regelventil (14) versehenen Rohrleitungsbrücke (9) verbunden ist und ein an der Kompressoreinheit (8) abzweigender und mit einem zweiten Regelventil (15) versehe-

ner Rohrleitungsabgang (12) mit einem äußeren Luftauslaß (13) in Verbindung steht, daß zum lastfreien Hochfahren der Kompressoreinheit (8) ihr das erste Regelventil (14) vorgeordnet und das zweite Regelventil (15) nachgeordnet ist, daß an der Rohrleitungsbrücke (9) eine By-Pass-Rohrleitungsverbindung (10) mit einem regelbaren By-Pass-Ventil (11) abzweigt, über die eine Fremdluftzufuhr erfolgen kann.



DE 196 43 069 C 2

DE 196 43 069 C 2

Die Erfindung bezieht sich auf eine Seitenleitwerksstruktur für ein Flugzeug gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 1. Mit ihr wird primär die Absaugung der gestörten Grenzschicht am Seitenleitwerk betrieben, um dort die Laminarströmung zu stabilisieren und/ oder eine Strömungsablösung auszuschließen.

Das Prinzip des künstlichen Erhaltens/Erzeugens einer laminaren Strömung durch Absaugen der auf einen Flügel oder einem Triebwerk auftreffenden Luftströmung ist weitestgehend bekannt. Danach wird durch Absaugung der gestörten Grenzschicht an Tragflügelprofilen die Laminarhaltung der Luftströmung an der Tragfläche eines Flugzeuges in verschiedenen Lösungen offenbart.

Es ist bekannt, daß die auf eine Tragfläche auftreffende Luftströmung nicht an der Oberfläche dicht anliegt – sondern die einzelnen Luftpartikel verwirbeln. Diese Verwirbelungen erhöhen den Luftwiderstand der Tragflächen, der durch Absaugen der Strömung an der Vorderkante der Tragfläche sich beeinflussen läßt. Dadurch wird eine künstliche Laminarströmung erzwungen und ein Verwirbeln der Strömung nahezu ausgeschlossen bzw. verzögert.

In der Zeitschrift FLUG REVUE [Hillebrand, H. L.: FLUG REVUE 12/1985, Seite 69] wurden dazu retrospektive Lösungsvorschläge angedeutet. Danach sah ein Vorschlag von "Lockheed" die Sandwich-Konstruktion eines Flügelstücks aus Nomex-Waben mit einer Graphit-Epoxy-Haut vor, über der eine dünne Haut liegt. In dieser äußeren Haut sind Längsschlitze eingekritz, die quer zur Strömungsrichtung verlaufen. Durch die Schlitze, die auf der Ober- und Unterseite der Tragfläche, jedoch nur im Nasenbereich verlaufen, wird – durch Erzeugung eines Unterdruckes in den Kammern der Tragfläche – die Luft in das Flächeninnere abgesaugt. Die angesaugte Luftmenge kann den Außenbedingungen entsprechend über eine Kontrolleinheit geregelt werden.

Nach einem Vorschlag von "Douglas" wird die Ausrüstung einer Tragflächenoberfläche erwähnt, bei der auf einer Fiberglas-Unterstruktur ein perforiertes Titanblech geringer Stärke aufgebracht ist. Die Flächenperforation wird mit winzigen Löchern, die zueinander einen sehr geringem Abstand besitzen, erreicht. Es wird angenommen, daß die Perforation sich im Nasenbereich der Tragfläche befindet, da man ein Absaugen der Luft durch die Löcher publizierte. Beide Lösungsvorschläge beziehen sich auf ein Tragflächenkonzept, mit dem durch Schlitzung oder Löcherung der Tragflächenoberfläche eine Absaugung der die Tragfläche umströmenden Grenzschicht ober- und/oder unterhalb und nur im Nasenbereich betrieben werden kann. Detaillierte Lösungsansätze, die in Funktion einer Anordnung die Absaugung einer Tragflügeloberfläche mit geeigneten Mitteln beschreiben, werden nicht offenbart. Es werden auch keine Anregungen vermittelt, mittels derer man zu einer Lösung für eine Seitenleitwerksstruktur gelangen würde, mit der sich die gestörte Grenzschicht an einem Seitenleitwerk kontrolliert laminarisieren läßt und ein Vereisen der Seitenleitwerksoberfläche verhindert wird.

Mit der EP 0 436 243 B1 wird eine Flugzeugstruktur vorgestellt, an deren Oberfläche die gestörte Grenzschicht beeinflusst wird. Die Flugzeugstruktur, bei der im besonderen an der Oberfläche eines Flugzeugflügels abgesaugt wird, besitzt mehrere sich in Flügelspannweite erstreckende Kammerunterteilungen, denen eine mehrschichtig aufgebaute perforierte Außenhaut aufliegt. Mit Hilfe einer Kompressorreinheit, die mit der Kammerstruktur, welche sich im vorderen (angeströmten) Bereich des Flügels (Flügelvorderkante und ober- und unterhalb angrenzende Bereiche des Flügels)

befindet, in Verbindung steht, initiiert man einerseits eine Luftströmung, um vordere (Teil-)Bereiche der Außenhaut zu enteisen, oder erzeugt man andererseits ein Kammerunterdruck, um die Absaugung an diesen Abschnitten zu betreiben. Dabei sitzen an den Kammerwänden bestimmter Kammern eingebaute Rückschlagventile, mit denen die Durchlaßrichtung der Luftströmung zwischen benachbarten Kammern im vorderen Flügelkasten irreversibel festgelegt wird. Dabei ermöglichen die Rückschlagventile ein Enteisen der Ober- und Unterseite der Tragfläche, indem der Luftstrom warmer Luft in einer Richtung durch ein Kammerensystem ausgeblasen wird. Im entaktivierten Enteisenungsmodus verhindern die Rückschlagventile, daß dagegen im Absaugemodus nicht die Ober- und Unterseite – sondern nur die Vorderkante – der Tragfläche abgesaugt wird.

Die Flugzeug(flügel)struktur sieht keine Justierung der Absaug- bzw. Ausblasemengen an Luft vor. Danach wird eine Absaug- bzw. Ausblasverteilung der Luft im bzw. am Flugzeugflügel nur mit fester Einstellung realisiert, so daß der Luftverteilungszustand nicht den vorherrschenden kausalen Bedingungen zur Beeinflussung der Grenzschichten anpaßbar wäre. Es wird erwähnt, daß im Absaugemodus ein Durchströmen der nicht abgesaugten Kammern – aufgrund des Druckgradienten über der betreffenden Kammer [das heißt: im Bereich höheren Außendruckes strömt in die Kammer(n) Luft ein und im Bereich niedrigen Außendruckes strömt aus der (den) Kammer(n) Luft aus] – auftritt, weshalb die Gefahr der Strömungsablösung niemals auszuschließen wäre. Ungeachtet der aufwendig gestalteten Struktur wird auch die zuverlässige Funktion – unter dem Aspekt kausal anzupassender Absaugbedingungen – bezweifelt. Das Lösungskonzept berücksichtigt die Ableitung verschiedener Abluftströme nach außerhalb des Flugzeuges, wobei sich die Ableitung der Turbinenabluf und der abgesaugten Luft nur mit hohem (konstruktiven und technologischen) Aufwand betreiben läßt. Erfolgt kein Absaugen, dann läßt sich das (teilweise) Einströmen der Außenluft durch das Tragprofil (die Außenhaut) nach innerhalb in die Kammern kaum vermeiden, weshalb unter anderem auch an den Kammerwänden (bestimmter Kammern) zusätzlich die erwähnten Rückschlagventile installiert sind, um das Eindringen dieser Außenluft in den nicht abgesaugten Kammerenteil auszuschließen.

Den vorgenannten Lösungen kann kein Hinweis entnommen werden, nachdem man durch Übertragung der offenbarten Maßnahmen zu einem laminar kontrollierten Seitenleitwerk für ein Flugzeug mit weitestgehend ungestörter homogener Absaugfläche gelangen würde.

Ferner sind verschiedene Lösungen bekannt, die den vorgenannten Stand der Technik ergänzen. Danach werden der Fachwelt verschiedene Lösungskonzepte vorgestellt, die sich mit der Absaugung der gestörten Grenzschicht an strömungskritischen Stellen der der Außenhaut von aerodynamisch beanspruchten Flächen eines Flugzeuges befassen. Dabei widmen die US-A 5,141,182; die US-A 5,125,597; die US-A 5,143,329 und eine Abhandlung von Shenstone [B. S. Shenstone, A. F. R. Ac. S.: AERONAUTICAL ENGINEERING – "Sucking Off the Boundary Layer"; (GB-Zeitschrift) The Aeroplane, January 27, 1937, Seiten 98–100] sowie eine weiterer Veröffentlichung mit dem Titel: "Größere Reichweite durch Grenzschichtabsaugung", die in der (DE-)Zeitschrift ABRO, Heft 10/1960, Seite 225 publiziert wurde, diesem Sachgebiet ihre besondere Aufmerksamkeit.

Danach wird in den Druckschriften: US-A 5,141,182 und US-A 5,125,597 sowie US-A 5,143,329 unter anderem (mit) der vordere – mit einer Perforation versehene Seitenleitwerksbereich – dargestellt, durch den die ihn umgebene Grenzschicht abgesaugt wird. Aus ihnen läßt sich kein Hin-

weis entnehmen, wonach am (gefeilten) Vorderkantenbereich des Seitenleitwerkes mit abgesaugt werden soll. Man kann davon ausgehen, daß nach diesen Lösungen keine Absaugung im direkten Nasenbereich vorgesehen wird. Shenstone beschreibt in seiner Abhandlung (ganz allgemein) eine Möglichkeit zur Reduzierung von aerodynamischen Widerständen durch Grenzschichtabsaugung. Es werden außerdem perforierte Hautbereiche zur Absaugung der ein Flugzeug umströmenden Grenzschicht angegeben, wobei er keine technische (System- wie Struktur-)Lösung für ein abzugsaugendes Seitenleitwerk vorschlägt. Die Angaben beschränken sich auf einen (zu jener Zeit sicherlich interessanten) Flugzeugentwurf mit (für ein Flugzeug) kleineren Geschwindigkeiten, kleineren Flughöhen, kleineren Flügelgeometrien (Spannweiten, Flügeltiefe, Pfeilung ect.) und damit erheblich kleineren Reynoldszahlen, die maßgeblich die Laminarisierung bestimmen. Shenstone verwies bereits (zur damaligen Zeit) auf nicht gelöste Randprobleme der Grenzschichtbeeinflussung. Der in der AERO erschienene Beitrag beschreibt auch (ganz allgemein) die hinlänglich bekannte Theorie der Reduzierung des aerodynamischen Widerstandes durch Laminarisierung der aerodynamischen Flächen umströmenden Grenzschicht und damit erzielbare Erhöhungen der Flugreichweiten. Eine Lösung für die kontrollierte Absaugung einer gestörten Grenzschicht am Seitenleitwerk eines Flugzeuges wird nicht beschrieben.

Demzufolge liegt der Erfindung die Aufgabe zugrunde, eine gattungsgemäße Seitenleitwerksstruktur derart zu gestalten, daß mit ihr die kontrollierte Absaugung der gestörten Grenzschicht am Seitenleitwerk erreicht wird und außerdem ein Vereisen des Seitenleitwerksnasenbereiches verhindert werden kann. Durch geeignete Maßnahmen soll eine laminare Oberflächenströmung am Seitenleitwerk realisiert werden, wodurch sich der Flugzeug-Luftwiderstand verringert, eine Ersparnis an Treibstoff erreicht wird und eine erhebliche Verbesserung der Wirtschaftlichkeit eines Passagierflugzeuges zu verzeichnen ist.

Diese Aufgabe wird durch die im Anspruch 1 angegebenen Maßnahmen gelöst. In den weiteren Ansprüchen sind zweckmäßige Ausgestaltungen dieser Maßnahmen angegeben.

Die Erfindung ist in einem Ausführungsbeispiel anhand der Zeichnungen näher beschrieben. Es zeigen

Fig. 1 eine Seitenleitwerksstruktur mit Seitenruder einschließlich Darstellung mehrerer Rohrleitungsverbindungen und Mittel zur Absaugung bzw. Ausblasung und zur meßtechnischen Kontrolle;

Fig. 2 eine Querschnittsdarstellung des Nasenkastens.

In der Fig. 1 ist der Aufbau der Seitenleitwerksstruktur für das Seitenleitwerk 1 eines Passagierflugzeuges dargestellt. Das Seitenleitwerk 1 besteht grundsätzlich aus der Seitenleitwerks-Tragstruktur 2, der stirnseitig am Vorderholm 23 ein Seitenleitwerksnasenteil 3 fest aufsitzt und der stirnrückseitig am Hinterholm 24 ein Seitenruder 21 nachgeordnet ist. Ebenfalls erkennbar ist die definierte Anordnung des Seitenleitwerkes 1 und eine der beiden Höhenflossen 20 des Höhenleitwerkes am Rumpfhöck des Passagierflugzeuges, wobei die der Seitenleitwerksstruktur zugeordneten Rohrleitungen und angegebenen Mittel mit dargestellt sind.

Mit einem Vorgriff auf die Querschnittsdarstellung nach der Fig. 2 wird veranschaulicht, daß das Seitenleitwerksnasenteil 3 aus einem (in Spannweite des Seitenleitwerkes 1 sich erstreckenden) Nasenprofilrand 4 besteht. Letzterer besitzt eine nach innen gewölbte parabelgenäherte Form und ist durch Kammern 41 unterteilt ist. Die Kammern 41 besitzen in der Spannweite des Seitenleitwerkes 1 einen geschlossenen Kanalverlauf und ergeben eine Kammernunter-

struktur. Diese Kammernunterstruktur (suction chambers) besteht aus gefalteten Blechen, die die Unterkammerung der Seitenleitwerksstruktur bilden. Die Außenfläche 42 des Nasenprofilrandes 4 ist perforiert ausgeführt, auf dem ein perforiertes Flächenelement 43 befestigt ist, das der Form des Nasenprofilrandes 4 anpaßt ist. Das Flächenelement 43 stellt funktionell eine Trag- und Stützstruktur dar, die mit dem Nasenprofilrand 4 gemeinsam eine Verbundstruktur bildet. Zwischen dem Vorderholm 23 der Seitenleitwerk-Tragstruktur 2 und der spannenweise sich erstreckenden Innenfläche des Nasenprofilrandes 4 spannt sich ein (nicht dargestellter) Hohlraum auf, den die Seitenleitwerk-Tragstruktur 2 begrenzt. Dabei sind mindestens ein Ende der Kammern 41 und ein Ende des Hohlraumes verschlossen.

Auf dem Flächenelement 43 ist außerdem eine perforierte Schicht 46 befestigt, die den Vorderkantenbereich 31 des Seitenleitwerksnasenteiles 3 überdeckt. Diese Schicht 46 stellt ein perforiertes Blech dar, das mit geeigneten Maßnahmen auf der Oberfläche des Flächenelementes 43 befestigt wird. Die Perforation des Außenbleches wird mit lasergebohrten Löchern realisiert, durch deren Fläche (Muster) die (später beschriebene) kontrollierte Absaugung der gestörten Grenzschicht 6 (mit den der Seitenleitwerksstruktur zugeordneten Mitteln) erfolgt.

Innerhalb des spannenweise erstreckenden Hohlraumes (unterhalb des Nasenprofilrandes 4) befinden sich mehrere Rohrleitungen 5, die in Fig. 1 offenliegend dargestellt sind. Dabei ist die betreffende Kammer 41 jeweils separat mit einer Rohrleitung 5 verbunden. Der Verbindungsübergang der einzelnen Rohrleitung 5 zur betreffenden Kammer 41 ist gekapselt ausgeführt.

Es ist vorgesehen, das Seitenleitwerksnasenteil 3 zweigeteilt auszuführen. Diese Ausführungsform wird in der Fig. 1 mit dem Hinweis auf die Lage eines oberen und eines unteren Seitenleitwerksnasenteiles 32, 33, die spannenweise hintereinander angeordneten sind, angedeutet. Da sich die Zweiteilung (aus technologischen Erwägungen) auf die unterhalb dem Seitenleitwerksnasenteil 3 befindliche Seitenleitwerk-Tragstruktur 2 überträgt, wird – auf die Spannweite des Seitenleitwerkes 1 bezogen – die zur Leitwerksspitze gerichtete obere stirnseitige Außenfläche des oberen Seitenleitwerksnasenteiles 33 (und der darunter liegenden Bereich der Oberfläche des Nasenprofilrandes 4) perforiert ausgeführt sein.

Bei dieser Ausführung wird dann die Schicht 46, welche auf diesem Teil der Außenfläche aufgebracht ist, nur in diesem Bereich mit einer Perforation versehen sein. Deswegen wird nur ein Teilbereich der Verbundstruktur des Seitenleitwerksnasenteiles 3 perforiert ausgeführt, auf dem die perforierte Schicht 46 aufgebracht ist. Dabei bleibt nicht ausgeschlossen, daß nur ein streifenförmiger Bereich der Verbundstruktur perforiert ausgebildet ist, dem die perforierte Schicht 4 aufliegt.

Die zur Leitwerkswurzel gerichtete untere Außenfläche wird oftmals keine Perforierung aufweisen, so daß der Verbindungsübergang der Rohrleitungen 5 dann zum nicht perforierten Nasenbereich der Seitenleitwerksstruktur erfolgen wird.

Das obere und/oder untere Seitenleitwerksnasenteil 32, 33 wird im Staulinienbereich mit Absaugeports (Tappings) ausgestaltet, um hernach die an ihrer Oberfläche abgesaugte und in die Kammernunterstruktur geleitete Luft aus den Kammern 41 zu (be)fördern. Da die Absaugekammern ein(e) kleines (kleine) Volumen (Gestalt) aufweisen, sollen die Absaugeports eine gleichmäßige Absaugverteilung an deren Oberfläche gewährleisten.

Es wird ergänzt, daß die Seitenleitwerk-Tragstruktur 2 allgemein einen Seitenleitwerkskasten verkörpert, der auf

die Spannweite des Seitenleitwerkes **1** bezogen fertigungs-technisch zweigeteilt ausgeführt ist. Danach ergeben zwei spannenweise hintereinander angeordnete Seitenleitwerksnasenkastenteile, ein oberes und unteres Nasenkastenteil, in ihrer Integration den Seitenleitwerkskasten. Dabei ist die obere stirnseitige Außenfläche ein oberes Seitenleitwerksnasenkastenteil zur Leitwerksspitze gerichtet. Die untere stirnseitige Außenfläche eines unteren Seitenleitwerksnasenkastenteiles ist zur Leitwerkswurzel gerichtet. Die stirnseitigen Innenflächen beider Seitenleitwerksnasenkastenteile liegen einer Schnittstelle des (zwei)geteilten Seitenleitwerkskastens zueinander an.

Im weiteren wird auf die Mittel zur Absaugung bzw. Ausblasung und zur meßtechnischen Kontrolle näher eingegangen, deren Lage und (luftstrombezogene) Verbindung zueinander man aus der Fig. 1 entnehmen kann.

Mit den der Seitenleitwerksstruktur zugeordneten und nachfolgend angegebenen Mitteln soll primär die Beeinflussung der (das Seitenleitwerk **1** umströmenden) gestörten Grenzschicht (wenigstens der Mikroturbulenzen) durch deren Absaugung geschehen, wobei sekundär (unter Ausnutzung flugzeuginterner Energie-Recourcen) mit diesen Mitteln auch ein Vereisen der Oberfläche des Leitwerkes **1** (wenigstens des Vorderkantenbereiches **31** des Seitenleitwerksnasenteiles **3**) verhindert werden kann. Letztlich ist für den Transport der ab- bzw. angesaugten Luftmenge(n) zu sorgen, wobei eine Technologie der zu bewegendenden Luftströme umgesetzt wird, mit der man sich den veränderten (kausalen) Bedingungen, denen ein Flugzeug während des Fluges unterworfen ist, effizient anpaßt.

Zu diesen Mitteln gehören eine Ventilkontrolleinheit **7**, ein Luftsammelbehälter **16**, eine Kompressoreinheit **8** und mit ihnen verbundene Luftstrom-Verbindungsleitungen, deren Anordnung aus der Fig. 1 ersichtlich wird. Zu den Luftstrom-Verbindungsleitungen zählen:

- a) eine Rohrleitung(sbrücke) **9**, die den Luftsammelbehälter **16** mit der ihm nachgeordneten Kompressoreinheit **8** verbindet;
- b) ein Rohrleitungsabgang **12**, welcher der Kompressoreinheit **8** abgezweigt ist und mit einem Luftauslaß **13**, der in der Rumpf(heck)struktur des Flugzeuges sitzt, verbunden ist;
- c) eine Zapfluß-Rohrleitung **17** (Reverse Flow Leitung), die dem mit einem Zapfluß-Regelventil versehenen Luftsammelbehälter **16** abgezweigt ist;
- d) eine By-Pass-Rohrleitungsverbindung **10** mit einem regelbaren By-Pass-Ventil **11**, die der Rohrleitung(sbrücke) **9** abgezweigt ist.

Die Rohrleitungen **5** sind mit einer Ventil-Kontrolleinheit **7** versehen. Letztere umfaßt mehrere Luftabsaugregelventile **71**, die einzeln in jede ihnen zugeordnete Rohrleitung (**5**) eingesetzt sind. Im später erläuterten Absaugemodus reguliert die Ventil-Kontrolleinheit **7** eine oberflächenbezogene definierte Absaugverteilung am Vorderkantenbereich **31** des Seitenleitwerksnasenteiles **3**. Die Rohrleitungen **5** münden in den Luftsammelbehälter **16**, dem die Luftabsaugregelventile **71**, welche nahe jedem Rohrleitungsausgang **12** installiert sind, vorgeordnet sind.

Eine (nicht gezeigte) Kontrolleinrichtung, die man an bestimmter Stelle im Inneren des Rumpfhecks platziert und die wenigstens aus einem Controller (Regler) besteht, steuert über Signalleitungen die Luftabsaug-Regelventile **71** auf der Basis bezogener Sensorsignale separat an. Die Rohrleitung(sbrücke) **9** ist mit einem (ersten) Regelventil **14** und der Rohrleitungsabgang **12** ist mit einem (zweiten) Regelventil **15** versehen. Dabei ist der Kompressoreinheit **8** das

erste Regelventil **14** (unmittelbar) vor- und das zweite Regelventil **15** (unmittelbar) nachgeordnet. Mit deren Unterstützung läßt sich die Kompressoreinheit **8** lastfrei hochfahren, weil beispielsweise durch Sperrung der beiden Regelventile **14**, **15** die Luftstromzufuhr und -abfuhr unterbrochen wird.

Die Kompressoreinheit **8** weist mehrstufige Absaugegebläse auf, die in Korrelation der abzusaugenden Luftmenge kontrolliert (gesteuert durch die vorerwähnte Kontrolleinrichtung) zu- oder abgeschaltet werden. Diese Absaugegebläse sind nicht abschaltbar. Der Anstellwinkel der Gebläseschaufeln der Absaugegebläse läßt sich in Korrelation der abzusaugenden Luftmenge verändern. Die Drehzahlregelung der Absaugegebläse kann stufenlos oder in Stufen geschehen.

Beispielgemäß wird die Kompressoreinheit **8** derart ausgeführt, wonach man als Absaugedevise ein dreistufiges Absaugegebläse (Fan) eingesetzt, dessen Gebläseschaufeln nicht regelbar sind, wobei es demnach ohne Drehzahlregelung (ohne zu- bzw. abschaltbare Stufenregelung des Absaugegebläses) arbeitet.

Nahe dem Ausgang der betreffenden Rohrleitung **5**, die in den Luftsammelbehälter **16** mündet, sitzen an deren Innenwandung (wenigstens) ein Druck- und ein Temperatur- und ein Durchflusssensor. Die Sensoren ergeben eine Meßstrecke, welche (im Absaugemodus) gemeinsam den tatsächlich fließenden Absaugestrom sensorisch erfassen. Dabei wird die Luftströmung in der Rohrleitung entsprechend ihrem tatsächlichen Zustand (bezüglich der Kriterien: Druck, Temperatur, Volumen und Masse) meßtechnisch bewertet und die Meßergebnisse der Kontrolleinheit zugeleitet. Letztere vergleicht den sensorisch ermittelten Zustand mit einer (im Controller) gespeicherten Vorgabe und bestimmt daraus die einzuregelnde Ventilposition des betreffenden Luftabsaug-Regelventils **71**.

Der Querschnitt des Hohlraumes der (nach innen gerichteten geschlossenen) Kammer **41** fällt insbesondere im Staulinienbereich des Seitenleitwerksnasenteiles **3** bzw. des beispielgemäß (dafür vorgesehenen) oberen Seitenleitwerksnasenteiles **33** sehr klein aus. Deshalb sind den Kammern **41** zusätzliche (nicht dargestellte) Zapfleitungen (Rohrleitungen) zugeordnet, die mit der Ventil-Kontrolleinheit **7** verbunden sind. Damit wird – spannenweit verteilt dem Seitenleitwerk **1** (bzw. dem oberen Seitenleitwerksnasenteil **33**) – zusätzlich abgesaugte Luft aus den Kammern **41** abführt, so daß sich eine relativ gleichmäßige spannenweite Absaugverteilung am (oberen) Seitenleitwerksnasenteil **3** einstellt.

Die Zapfleitungen – später Absaugeleitungen **5** – sind mit dem Luftsammelbehälter **16** verbunden, die über die Rohrleitung(sbrücke) **9** der Kompressoreinheit **8** die zusätzlich abgesaugte Luft aus den Kammern **41** zuführen. Die Tapplings (Zapfleitungen) gehen später in die Absaugeleitung **5** der ihnen zugehörigen Kammer **41** über.

Weiterhin sind im Luftauslaß **13** mehrere (nicht dargestellte) Sensoren installiert. Die Sensoren ermitteln den durch die Kompressoreinheit **8** abgeführten Gesamtmassestrom. Sie sind über Signalleitungen mit der Kontrolleinrichtung verbunden und wandeln den tatsächlich fließenden Gesamtmassestrom der Abluft in entsprechende Signale um. Die Kontrolleinrichtung vergleicht dann diese ihr zugeleiteten Signale mit einer gespeicherten Vorgabe. Auf der Basis des Vergleiches wird dann das By-Pass-(Regel-)Ventil **11** angesteuert, welches (auf der Grundlage des meßtechnischen Vergleiches) die Zufuhr der durch die By-Pass-Rohrleitungsverbindung **10** eingelassenen Fremdluft regelt und den Betriebspunkt der Kompressoreinheit **8** stabil hält.

Der Luftauslaß **13** selbst ist definitiv an einer Stelle im Flugzeugrumpf installiert, auf der ein niedriger Außendruck

und niedriger Cp-Wert lastet. Infolge der niedrigen Zustandswerte kann die den Rohrleitungsabgang 12 passierende Abluft, die der Kompressoreinheit 8 abgeleitet wird, nahezu selbsttätig ausströmen.

Zusätzlich ist dem Luftsammelbehälter 16 eine Zapfluft-Rohrleitung 17 abzweigend, die mit dem Flugzeug-Druckluftsystem in Verbindung steht. Da mit der beschriebenen Seitenleitwerkstruktur sekundär gleichzeitig ein Vereisen der Oberfläche des Leitwerkes 1 (wenigstens des Vorderkantenbereiches 31 des Seitenleitwerksnasenteiles 3) verhindert werden soll, wird die Zapfluft-Rohrleitung 17, die mit einem regelbaren Zapfluft-Regelventil versehen ist, an eine Bleed-Air-Rohrleitung 18, die mit einem Bleed-Air-Sperrventil versehen ist, angeschlossen. Dabei wird die Zapfluft-Rohrleitung 17 mit warmer und unter Druck befindlicher Zapfluft der Triebwerke und/oder der Hilfsgasturbine versorgt.

Auf der Seitenleitwerk-Tragstruktur 2 liegt wenigstens ein (nicht gezeigtes) Flächenheizelement, das eine konstante Oberflächentemperatur zur Transitionslagenbestimmung mit Hilfe der Kamera 19 realisiert.

Im folgenden wird die Funktion der (Absaug-) Seitenleitwerksstruktur eingehender beschrieben. Wie bezweckt – soll mit ihr über die Absaugung der gestörten Grenzschicht bzw. wenigstens der Mikroturbulenzen mit der Seitenleitwerksstruktur im Bereich vorherrschender Laminarströmung (primär) die laminare Strömung am Seitenleitwerk 1 stabilisiert werden. Weiterhin soll die laminare Lauflänge der laminaren Strömung an den Seitenflächen des Seitenleitwerkes 1 – bis nahe der Ruderseitenfläche des Seitenruders 21 – auf ein Maximum ausgedehnt werden, um die größtmögliche Widerstandsersparnis zu erzielen, allerdings nur bis kurz vor das Seitenruder 21, um die Ruderwirksamkeit (wegen bestehender Gefahr der Strömungsablösung) nicht zu beeinträchtigen. Dort muß turbulente Strömung vorliegen.

Im Absaugemodus wird deshalb die Oberfläche der (vorgenannten) Seitenleitwerksnasenkanten mit einem aus Titan bestehenden perforierten Außenblech versehen, durch deren (lasergebohrten) Löcher die kontrollierte Absaugung der gestörten Grenzschicht (im Reiseflug des Flugzeuges) erfolgen wird. Unterhalb dem Außenblech befindet sich die tragende / stützende Struktur des Flächenelementes 43, die gleichzeitig nach innen gerichtete geschlossene Kammern 41 (als Kammernstruktur) ausbildet. Infolge dessen, daß mit dem Lüfter (dem Absaugedevise) des (dreistufigen) Gebläses der nötige Unterdruck zur Absaugung erzeugt wird, der gleichzeitig den Massendurchsatz der abzusaugenden Grenzschichtluft durch das (den betreffenden) Seitenleitwerksnasenteil 3 initiiert, wird die (am Vorderkantenbereich 31 abgesaugte) Luft spannteilweit dem Seitenleitwerk 1 abgeführt und über die mit der Kammerstruktur verbundenen Rohrleitungen 5 danach in den Luftsammelbehälter 16 geleitet. Bei diesem Vorgang befinden sich das Bleed-Air-Sperrventil der Bleed-Air-Rohrleitungsverbindung 18 bzw. das Regelventil der Zapfluft-Regelventilschnittstelle der Zapfluft-Rohrleitungsverbindung 17 – während des Absaugemodus – im geschlossenen Zustand. Die Shut-Off-Ventile der ersten und zweiten Rohrleitungs-Ventilschnittstelle 14, 15 sind – während des Absaugemodus – geöffnet, weshalb die in Spannweitenrichtung abgesaugte Luft ungehindert zur Kompressoreinheit 8 (in das Rumpfinnere) geleitet wird.

Der Absaugluftstrom je Kammer 41 wird dabei durch die Luftabsaug-Regelventile 71 geregelt, wobei auf Basis der Sensorsignale [des Druck- und des Temperatur- und des Durchflusssensors an der Innenwandung (nahe dem in den Luftsammelbehälter 16 mündenden Ausgang) der betreffenden Rohrleitung 5] in der Meßstrecke der Absaugeluftstrom

sensorisch ermittelt und durch die (im Rumpfinnere sitzende) Kontrolleinheit – mit einer Vorgabe verglichen wird. Aus dem Vergleich des sensorisch ermittelten tatsächlichen Zustandes mit der gespeicherten Vorgabe wird im Ergebnis die entsprechende Ventilposition des betreffenden Luftabsaug-Regelventils 71 durch die Kontrolleinheit bestimmt und dementsprechend am betreffenden Luftabsaug-Regelventils 71 eingeregelt. Um die Anzahl der Gebläseeinheiten (Absaugedevise) zu reduzieren, werden die Rohrleitungen 5 (vor der Kompressoreinheit 8) in dem Luftsammelbehälter 16 zusammengeführt. Da die Gebläseeinheit eine Strömungsmaschine darstellt, muß der Betriebspunkt der Kompressoreinheit 8 (nahezu) stabilisiert werden. Das geschieht vermittels des By-Pass-Ventils 11. Danach wird der Gesamtluftstrom, der die Kompressoreinheit 8 (die Gebläseeinheit) passiert, sensorisch mittels der im Luftauslaß 13 angeordneten Sensoren erfaßt, und mit einer gespeicherten Vorgabe durch die Kontrolleinrichtung verglichen. Die Kontrolleinrichtung, welcher der sensorisch ermittelte tatsächliche fließende Gesamtmassenstrom zugeleitet wird, vergleicht das Ergebnis mit einer gespeicherten Vorgabe und steuert dann auf Basis des Vergleiches das By-Pass-Ventil 11 an.

Durch die Regelung der Fremdluftzufuhr mittels dem By-Pass-Ventil 11, das den Betriebspunkt des Absaugegebläses (des Absaugedevise) der Kompressoreinheit 8 stabilisiert, wird demnach verhindert, daß dem Absaugegebläse zu wenig Luft zugeführt wird, wodurch mit dieser Maßnahme ein Strömungsabriß an den Leitschaukeln der Strömungsmaschine verhindert wird, was sonst zu einer Zerstörung derselben führen könnte.

Es wird angemerkt, daß durch die By-Pass-Rohrleitungsverbindung 10 (bei geöffnetem By-pass-Regelventil 11) dann ein kontrollierter Luftstrom der Kompressoreinheit 8 einströmt, so daß der die Kompressoreinheit 8 passierende Gesamtluftstrom sich aus der Summe: Absaugleitungs-Luftstrom plus By-Pass-Luftstrom bildet. Mit dem über die By-Pass-Rohrleitung 10 eingelassenen Fremdluftstrom wird der durch die Kompressoreinheit 8 geleitete Gesamtluftstrom stabil gehalten.

Das By-Pass-Ventil 11 regelt (auf Basis des Ergebnisses des Vergleiches) die Zufuhr der bezogenen Fremdluft, die durch die By-Pass-Rohrleitungsverbindung 10 eingelassen wird, derart, daß sich der Betriebspunkt der Kompressoreinheit 8 stabil hält. Dadurch werden zwei getrennte Regelkreise eingerichtet, die relativ schnell reagieren und durch die Summierung der abgesaugten (zugeleiteten) Einzelluftströme pro (Absaug-) Rohrleitung 5 plus dem By-Pass-(Fremd-)Luftstrom somit eine Fehlerübertragung vermeiden. Die abgesaugte Luft (der Grenzschicht 6) wird – nach ihrem Passieren durch die Kompressoreinheit 8 – durch den Luftauslaß 13 (hier durch ein im Flugzeugrumpf eingelassenes Fenster) kontrolliert ausgeblasen. Ideal für den Ort des Luftauslasses 13 ist eine Stelle möglichst niedrigen Druckes (niedrigsten Cp-Wertes) außerhalb des Flugzeugrumpfes, da hierdurch die erforderliche Leistung des Absaugegebläses (Absaugedevise) – infolge selbsttätigem Strömen der Abluft – reduziert werden kann.

Es besteht weiterhin die Möglichkeit, (während der Start- und Landephase des Flugzeuges) mit der Seitenleitwerksstruktur (sekundär) einen Vereisungsschutz der Außenhaut des Seitenleitwerkes 1 auszuüben. Dabei wird warme Triebwerksluft durch das vorangestellte Absaugsystem in umgekehrter Richtung ausgeblasen, um Wasser/Kondensat und anfallende Verschmutzung aus dem Absaugsystem bzw. aus der Perforation der einzelnen Elemente (und insbesondere aus den Löchern der Schicht 46) zu entfernen und/oder die Oberfläche des Seitenleitwerksnasenteiles 3 zu enteisen bzw. eine Vereisung zu verhindern. Gleichzeitig muß der

Absaugemode abgeschaltet sein, um die Funktion des Vereisungsschutzes zu gewährleisten.

Die Aktivierung des Vereisungsschutzes erfordert, daß sich die beiden (Shut-Off-)Ventile **14, 15** sowie das By-Pass-Ventil **11** im geschlossenen Zustand befinden.

Bei geöffnetem Zapfluß-Regelventil (Bleed-Air-Sperrventil) gelangt über die Zapfluß-Rohrleitung **17** warme und unter Druck befindliche Zapfluß der Triebwerke oder der Hilfsgasturbine, wobei die Zapfluß über den Luftsammelbehälter **16** in die einzelnen Rohrleitungen **5** strömt, die nach dem Passieren der Kammerstruktur und den nachgeschalteten Perforationen des Seitenleitwerksnasenteiles **3** durch das Löchermuster der Schicht **46** (des Außenbleches) bzw. durch die Absaugenasen strömt.

Es wäre denkbar, daß die Ventil-Kontrolleinheit **7** in Abhängigkeit des festgestellten Zustandes (bezüglich der aktuellen Druck-, Temperatur-, Durchflußmengen-Verhältnisse an der Schicht **46**) mittels geeigneter Elemente (Sensoren) die Bleed-Air-Zuluft regelt und gleichzeitig Signale zur kontrollierten Regelung des Bleed-Air-Sperrventiles setzt.

Mit der Kontrolleinheit im Rumpfinnenen, die mit der Ventil-Kontrolleinheit **7** verbunden ist, wäre ein Soll-/Ist-Vergleich (aktueller Zustand im Vergleich mit einer Vorgabe) realisierbar, wodurch sich entsprechende Ventilstellungen zur kontrollierten Zapflußzufuhr einregeln lassen.

Weiterhin ist zur Bestimmung der Transitionslage (Übergang laminar zu turbulent) eine Infrarot-Kamera in eine Höhenflosse **20** eingebaut. Diese IR-Kamera blickt mit ihrer Optik auf die Seitenleitwerksbox, auf der Heizmatten aufgebracht sind, welche eine Referenztemperatur einstellen und halten. Je nach Kühlungsgrad durch die Umströmung (turbulente Strömung ist stärker als laminare Strömung) stellt sich eine Oberflächentemperatur ein. Über das Temperaturbild ist somit die Umschlagslage zu erkennen.

In der nachfolgenden Zusammenfassung wird hervorgehoben, daß mit der vorgestellten Seitenleitwerksstruktur eine kontrollierte Beeinflussung der gestörten Grenzschicht **6** am Seitenleitwerk **1** erreicht wird und außerdem ein Vereisen der Seitenleitwerksoberfläche verhindert wird. Mit geeigneten Maßnahmen wird eine weitestgehend ungestörte homogene Absaugoberfläche realisiert, wobei man eine Teilung zwischen dem abgesaugten und nicht abgesaugten Teil (Streifen) der angeströmten Nasenoberfläche des Seitenleitwerks **1** vermeidet. Die Verhockung ist sehr gering.

Es wird jeder einzelne Absaugebereich (jede Kammer **41**) einzeln angesteuert, das heißt die Absaugemenge pro Kammer ist über Regelventile einzeln einstellbar (regelbar).

Durch das Einstellen einer bestimmten (minimalen) Absaugemenge (No-Outflow Requirements) wird ein Kammerausströmen vermieden, wodurch der Verursachung einer Strömungsablösung vorgebeugt wird.

Andererseits läßt sich – bei Abschaltung des Absaugemodus – das Ausblasen von warmer Luft an der Nasenoberfläche erreichen, wobei sich mit geeigneten (vorbeschriebenen) Maßnahmen eine bestimmte Ausblasemenge definiert einstellen läßt (Outflow Requirements), wodurch andererseits für den Ausblasefall eine maximale Luftmenge zur Verfügung stehen würde.

Für die Aufteilung der Absaugebereiche ist es denkbar, zwei getrennte Bereiche abzusaugen; einmal den Staubeereich mit einem hohen Druckgradienten, aber geringeren Flowraten, und zum anderen den nachfolgenden Bereich mit niedrigem Druckgradienten, allerdings hohen Flowraten. Damit läßt sich eine energetische Optimierung betreiben. Die Seitenleitwerksstruktur weist zwei getrennte Regelkreise (Regelung des By-Pass-Ventils **11** über Sensoren im Luftauslaß **13** und Regelung der Einzelflowraten in den Kammern **41** über die Ventil-Kontrolleinheit **7**) auf, deren

Vorteile vorbeschrieben sind. Dadurch ist das Absaugegebläse (Absaugedevise) der Kompressoreinheit **8** unabhängig von den einzelnen Flowraten in der Kammerstruktur, da diese über den By-Pass kompensiert werden. Um die Einschaltströme für ein (beispielsweise) elektrisch angetriebenes Absaugegebläse (Fan) zu reduzieren und Stromspitzen zu verhindern, ist eine Anlaufelektronik vorgesehen, die die Phasen des Stromes langsam gleichrichtet, wodurch der Gebläsemotor langsam hochläuft, bis er seine Nenndrehzahl erreicht und durchgeschaltet wird.

Bezugszeichenliste

- 1 Seitenleitwerk
- 2 Seitenleitwerk-Tragstruktur
- 3 Seitenleitwerksnasenteil
- 31 Vorderkantenbereich (des Seitenleitwerksnasenteils)
- 32 Seitenleitwerksnasenteil, oberes
- 33 Seitenleitwerksnasenteil, unteres
- 34 Schnittstelle (zwischen den Seitenleitwerksnasenteilen)
- 4 Nasenprofilrand
- 41 Kammer
- 42 Außenfläche (des Nasenprofilrandes)
- 43 Flächenelement
- 44 Innenfläche (des Nasenprofilrandes)
- 46 Schicht
- 5 Rohrleitung
- 6 Grenzschicht
- 7 Ventil-Kontrolleinheit
- 71 Luftabsaug-Regelventile
- 8 Kompressoreinheit
- 9 Rohrleitungsbrücke
- 10 By-Pass-Rohrleitungsverbindung
- 11 By-Pass-Ventil
- 12 Rohrleitungsabgang
- 13 Luftauslaß
- 14 erstes Rohrleitungs-Ventil; Shut-Off-Ventil
- 15 zweites Rohrleitungs-Ventil; Shut-Off-Ventil
- 16 Luftsammelbehälter
- 17 Zapfluß-Rohrleitung (Reverse-Rohrleitung)
- 18 Bleed-Air-Rohrleitung
- 19 Kamera, schwenkbar; Infrarot-Kamera
- 20 Höhenflosse (des Höhenleitwerks)
- 21 Seitenruder (des Seitenleitwerks)
- 23 Vorderholm (der Seitenleitwerk-Tragstruktur)
- 24 Hinterholm (der Seitenleitwerk-Tragstruktur)

Patentansprüche

1. Seitenleitwerksstruktur für ein Flugzeug, bei der einer Seitenleitwerk-Tragstruktur stirnseitig ein Seitenleitwerksnasenteil fest aufsitzt, dessen nach innen gekrümmter und parabelgenähert geformter Nasenprofilrand durchlässig aufgebaut und durch Kammern, die in der Spannweite eines Seitenleitwerkes einen geschlossenen Kanalverlauf besitzen, unterteilt ist, bei der die Außenfläche des Nasenprofilrandes perforiert ausgeführt ist, auf dem ein perforiertes formangepaßtes Flächenelement befestigt ist, wobei der Nasenprofilrand mit dem Flächenelement, das funktionell als Trag- und Stützstruktur ausgebildet ist, eine Verbundstruktur bildet, bei der die Innenfläche des Nasenprofilrandes einen spanntenweise dem Seitenleitwerk liegenden und begrenzenden Hohlraum einschließt, den die Seitenleitwerk-Tragstruktur begrenzt, wobei mindestens ein Ende der Kammern und des Hohlraumes verschlossen ist, bei der auf dem Flächenelement eine perforierte Schicht aufgebracht ist, die den Vorderkantenbereich

des Seitenleitwerksnasenteiles überdeckt, bei der wenigstens eine Rohrleitung mit der betreffenden Kammer in Verbindung steht, deren Verbindungsübergang zum nicht perforierten Nasenbereich des Seitenleitwerks durch Kapselung erfolgt, wobei eine Kompressorereinheit vorgesehen ist, mit der sich die Erzeugung eines Unterdruckes in den Kammern verwirklichen läßt, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Rohrleitungen (5) mit einer Ventil-Kontrolleinheit (7), die mehrere Luftabsaugregelventile (71) umfaßt, die einzeln in jede ihnen zugeordnete Rohrleitung (5) eingesetzt sind, versehen sind, wobei die Ventil-Kontrolleinheit (7) eine oberflächenbezogene definierte Absaugverteilung am Vorderkantenbereich (31) des Seitenleitwerksnasenteiles (3) reguliert, daß die Ventil-Kontrolleinheit (7) mit einer Kontrolleinrichtung, die wenigstens aus einem Controller besteht, verbunden ist und letztere die Luftabsaug-Regelventile (71) auf der Basis bezogener Sensorsignale separat ansteuert, daß die Rohrleitungen (5) in einen Luftsam- melbehälter (16) münden, dem die Luftabsaugregel- ventile (71) vorgeordnet sind, daß der Luftsam- melbehälter (16) mit der ihm nachge- ordneten Kompressorereinheit (8) über eine mit einem ersten Regelventil (14) versehenen Rohrleitungsbrücke (9) verbunden ist und ein an der Kompressorereinheit (8) abzweigender und mit einem zweiten Regelventil (15) versehener Rohrleitungsabgang (12) mit einem äußeren Luftauslaß (13) in Verbindung steht, daß zum last- freien Hochfahren der Kompressorereinheit (8) ihr das erste Regelventil (14) vorgeordnet und das zweite Re- gelventil (15) nachgeordnet ist, daß an der Rohrlei- tungsbrücke (9) eine By-Pass-Rohrleitungsverbindung (10) mit einem regelbaren By-Pass-Ventil (11) ab- zweigt, über die eine Fremdluftzufuhr erfolgen kann.

2. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Seitenleitwerk-Tragstruktur (2) einen Seitenleitwerkskasten verkörpert, der auf die Spannweite des Seitenleitwerkes (1) bezogen mehrge- teilt ausgeführt ist, so daß wenigstens zwei spannw- eitenweise hintereinander angeordnete Seitenleitwer- ksnasenkastenteile, ein oberes Seitenleitwerksnasen- kastenteil, dessen obere stirnseitige Außenfläche zur Lei- twerksspitze gerichtet ist, und ein unteres Seitenlei- twerksnasenkastenteil, dessen untere stirnseitige Au- ßenfläche zur Leitwerkswurzel gerichtet ist, wobei die stirnseitigen Innenflächen beider Seitenleitwerksna- senkastenteile an einer Schnittstelle des geteilten Sei- tenleitwerkskastens zueinander anliegen und in ihrer Integration den Seitenleitwerksnasenkasten ergeben.

3. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Seitenleitwerksnasenteil (3) auf die Spannweite des Seitenleitwerkes (1) bezogen mehrgeteilt ausgeführt ist, so daß wenigstens zwei spannw- eitenweise hintereinander angeordnete Seiten- leitwerksnasenteile (32; 33), ein oberes Seitenlei- twerksnasenteil (32), dessen obere stirnseitige Außen- fläche zur Leitwerksspitze gerichtet ist, und ein unteres Seitenleitwerksnasenteil (33), dessen untere stirnsei- tige Außenfläche zur Leitwerkswurzel gerichtet ist, wobei die stirnseitigen Innenflächen beider Seitenlei- twerksnasenteile (32; 33) an einer Schnittstelle des ge- teilten Seitenleitwerksnasenteiles (3) zueinander anlie- gen und in ihrer Integration das Seitenleitwerksnasen- teil (3) ergeben.

4. Seitenleitwerksstruktur nach den Ansprüchen 2 und 3, dadurch gekennzeichnet, daß die Seitenleitwerksna- senteile (32; 33) auf die Spannweite des Seitenleitwer-

kes (1) bezogen stirnseitig den Seitenleitwerksnasen- kastenteilen fest aufsitzen.

5. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß mindestens ein Druck- und ein Temperatur- und ein Durchflußsensor, die zusammen eine Meßstrecke bilden, an der Innenwandung nahe dem in den Luftsam- melbehälter (16) mündenden Aus- gang der jeweiligen Rohrleitung (5), befestigt ist, wel- che gemeinsam den tatsächlich fließenden Absauge- strom sensorisch erfassen, der der Kontrolleinheit zu- geleitet wird, die den sensorisch ermittelten tatsächli- chen Zustand mit einer gespeicherten Vorgabe verg-leicht und daraus die entsprechende Ventilposition des betreffenden Luftabsaug-Regelventils (71) bestimmt.

6. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß auf der Oberfläche des Plättchen- elementes (43) ein perforiertes Blech befestigt ist, durch dessen Perforation die gestörte Grenzschicht (6) kon- trolliert abgesaugt wird.

7. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß von den geschlossenen Kammern (41) mit der Ventil-Kontrolleinheit (7) verbundene zu- sätzliche Zapfleitungen abzweigen, die spannw- eiten- weit verteilt sind.

8. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Kompressorereinheit (8) mehr- stufige Absaugegebläse aufweist, die in Korrelation der abzusaugenden Luftmenge kontrolliert zu- oder abge- schalten werden.

9. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, daß die Kompressorereinheit (8) wenig- stens ein dreistufiges Absaugegebläse aufweist, dessen Gebläseschaufeln nicht regelbar sind.

10. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Kompressorereinheit (8) mehr- stufige Absaugegebläse aufweist, die nicht abschaltbar sind, wobei der Anstellwinkel der Gebläseschaufeln der Absaugegebläse in Korrelation der abzusaugenden Luftmenge sich verändern läßt oder die Drehzahlrege- lung der Absaugegebläse stufenlos oder in Stufen reali- siert ist.

11. Seitenleitwerksstruktur nach den Ansprüchen 1 und 7, dadurch gekennzeichnet, daß die zusätzlichen Zapfleitungen in die Rohrleitungen (5) übergehen, be- vor sie mit dem Luftsam- melbehälter (16) verbunden sind, die über die Rohrleitungsbrücke (9) der Kom- pressoreinheit (8) die zusätzlich angesaugte Luft aus den Kammern (41) zuführen.

12. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß im Luftauslaß (13) mehrere Sen- soren installiert sind, welche den von der Kompresso- reinheit (8) ausgeblasenen Gesamtmassenstrom ermit- teln, und daß die Sensoren im Luftauslaß (13) mit der Kontrolleinrichtung verbunden sind, welche den senso- risch ermittelten Gesamtmassenstrom mit einer gespei- cherten Vorgabe vergleicht, wobei die Kontrolleinrich- tung auf Basis des Vergleiches das By-Pass-Ventil (11) ansteuert, welche die Zufuhr der eingelassenen Fremd- luft durch die By-Pass-Rohrleitungsverbindung (10) regelt und den Betriebspunkt der Kompressorereinheit (8) stabil hält.

13. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Luftauslaß (13) an einer Stelle im Flugzeugrumpf installiert ist, auf der ein niedriger Außendruck und niedriger Cp-Wert lastet.

14. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß aus dem Luftsam- melbehälter (16) zusätzlich eine Zapfluft-Rohrleitung (17) abzweigt, die

mit dem Flugzeug-Druckluftsystem in Verbindung steht.

15. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 14, dadurch gekennzeichnet, daß die Zapfluft-Rohrleitung (17) mit einem Zapfluft-Regelventil an eine Bleed-Air-Rohrleitung (18) mit einem Bleed-Air-Sperrventil angeschlossen ist, die mit warmer und unter Druck befindlicher Zapfluft der Triebwerke und 1 oder der Hilfsgasturbine versorgt wird. 5

16. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß ein Teilbereich der Verbundstruktur des Seitenleitwerksnasenteiles (3) perforiert ausgeführt ist, auf dem die perforierte Schicht (46) aufgebracht ist. 10

17. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 16, dadurch gekennzeichnet, daß nur ein streifenförmiger Bereich der Verbundstruktur perforiert ausgebildet ist, dem die perforierte Schicht (46) aufliegt. 15

18. Seitenleitwerksstruktur nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß auf der Seitenleitwerk-Tragstruktur (2) wenigstens ein Flächenheizelement, das eine konstante Oberflächentemperatur zur Transitionslagenbestimmung mit Hilfe einer Kamera (19) realisiert, aufgebracht ist. 20

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

25

30

35

40

45

50

55

60

65

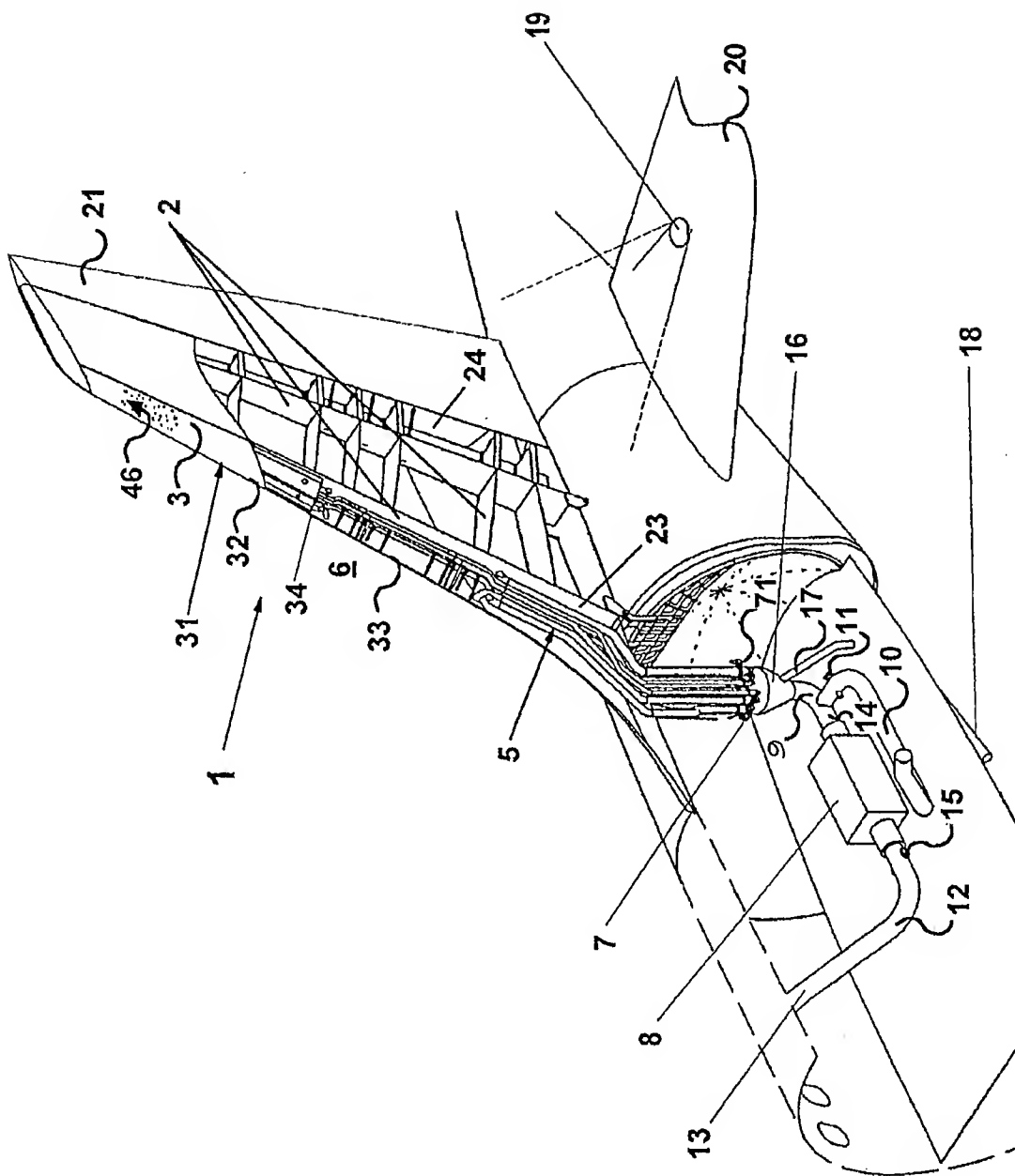


Fig. 1

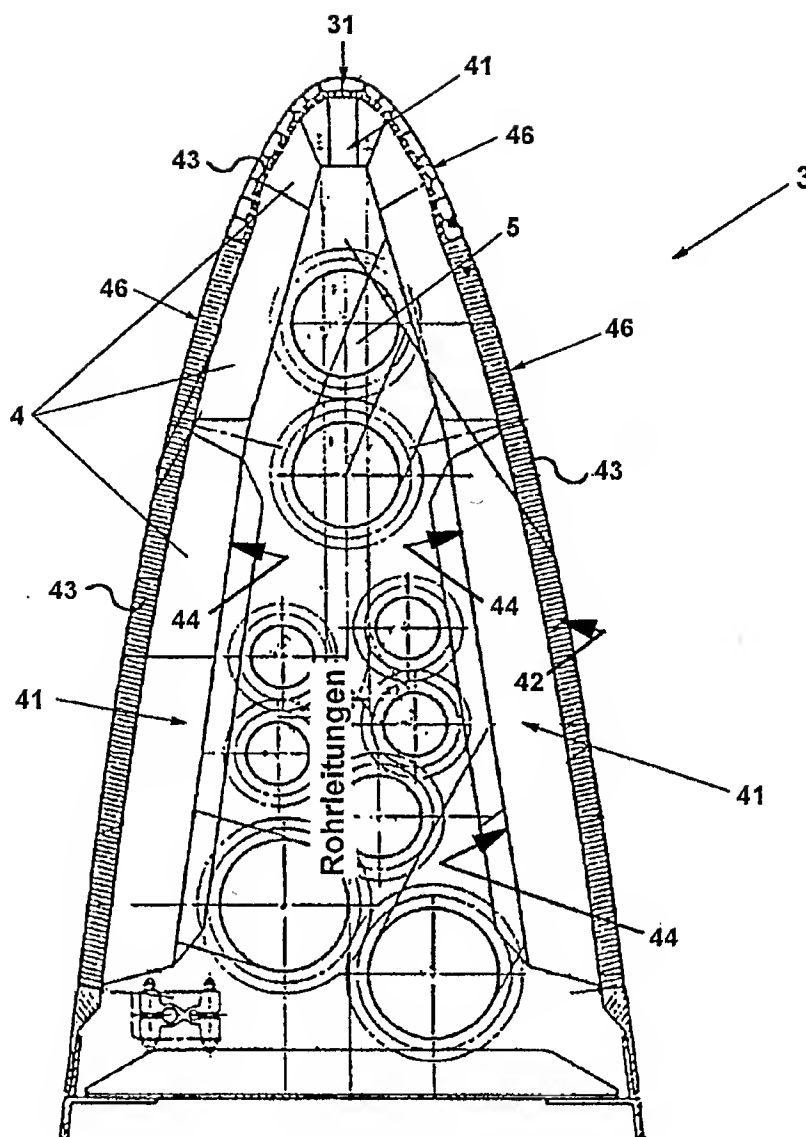


Fig. 2



US005899416A

United States Patent [19]

Meister et al.

[11] Patent Number: **5,899,416**[45] Date of Patent: **May 4, 1999**[54] **RUDDER ASSEMBLY WITH A
CONTROLLED BOUNDARY LAYER
CONTROL FOR AN AIRCRAFT**[75] Inventors: **Juergen Meister**, Buxtehude; **Juergen Pfennig**, Marfeld; **Werner Held**, Syke,
all of Germany[73] Assignee: **Daimler Chrysler Aerospace Airbus GmbH**, Hamburg, Germany[21] Appl. No.: **08/953,913**[22] Filed: **Oct. 20, 1997**[30] **Foreign Application Priority Data**

Oct. 18, 1996 [DE] Germany 19643069

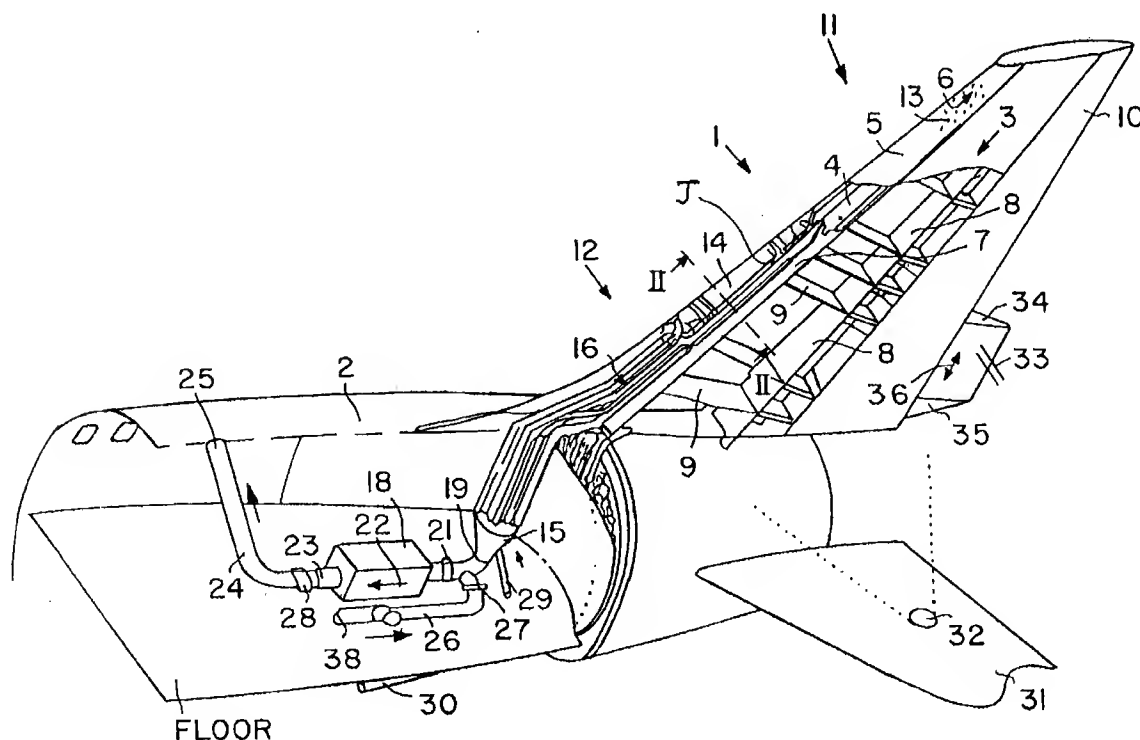
[51] Int. Cl.⁶ **B64C 5/02**[52] U.S. Cl. **244/207; 244/87**[58] Field of Search 244/87, 207, 208,
244/209, 130[56] **References Cited****U.S. PATENT DOCUMENTS**

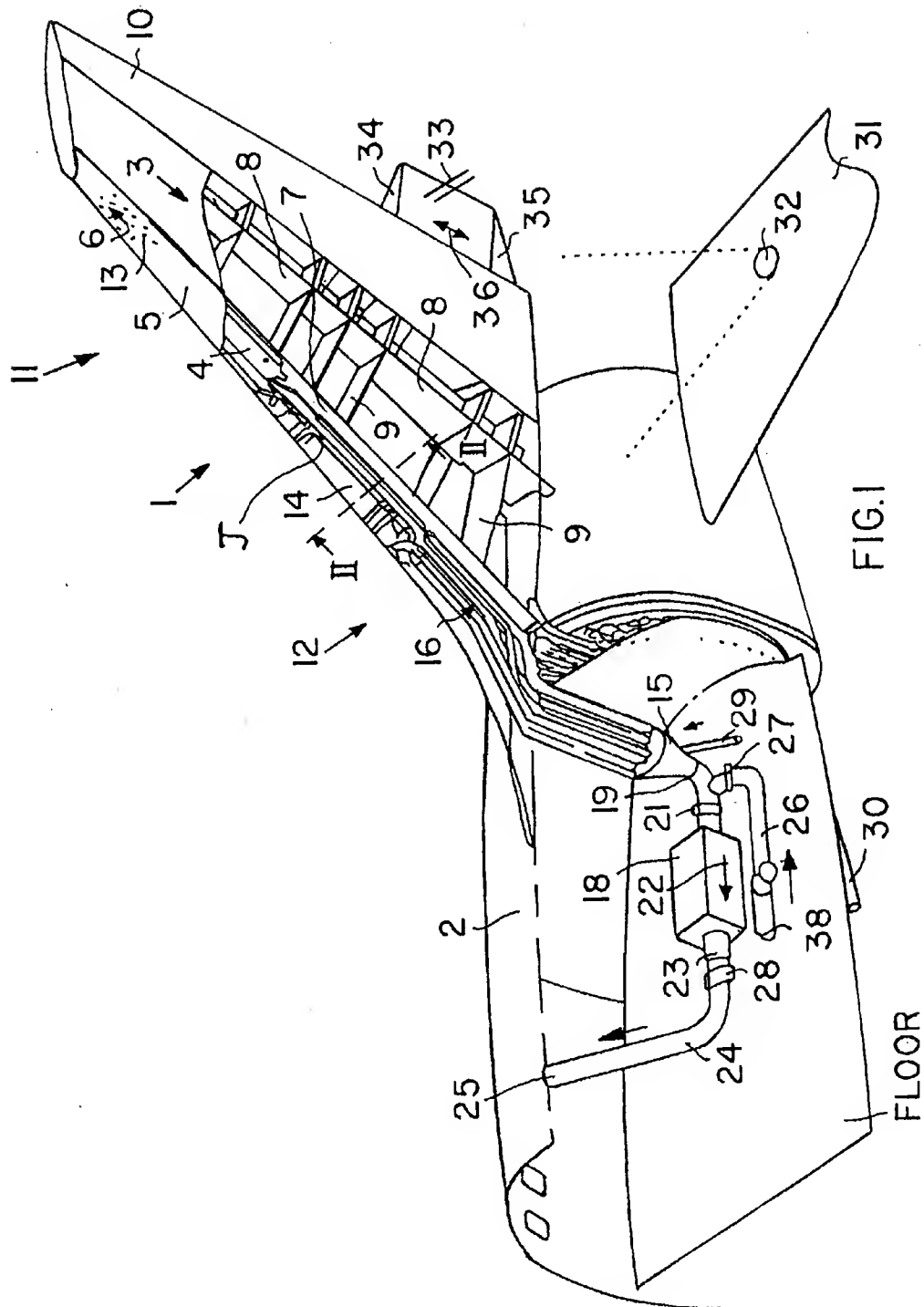
3,887,147	6/1975	Grieb	244/208
3,951,360	4/1976	Anxionnaz	244/209
4,813,631	3/1989	Gratzer	244/209
5,143,329	9/1992	Coffinberry	244/209

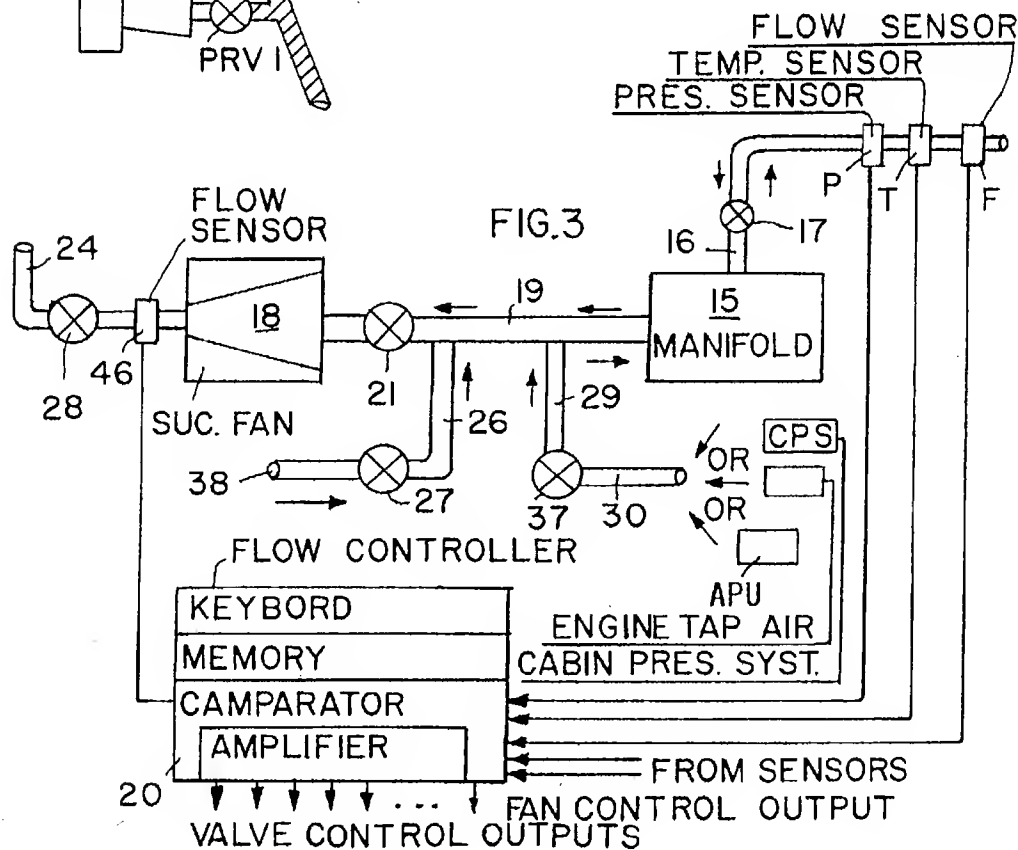
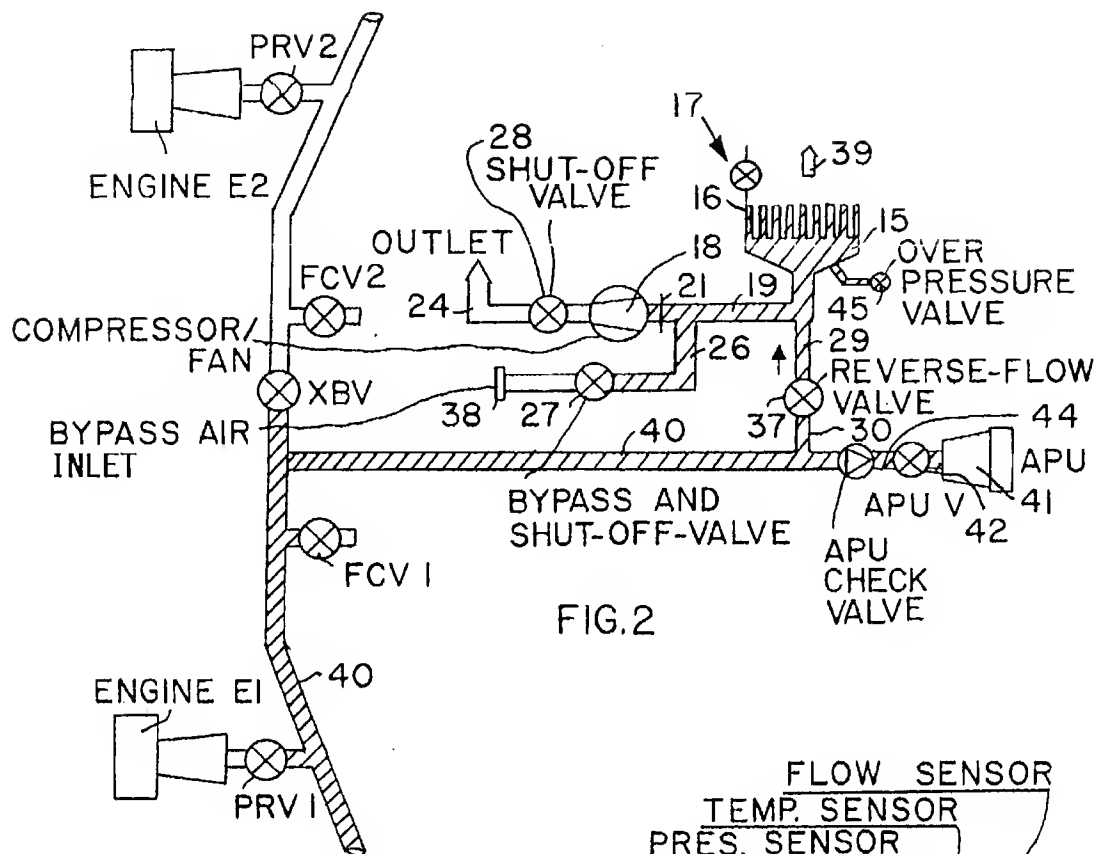
5,263,667	11/1993	Horstman	244/209
5,348,256	9/1994	Parikh	244/209
5,598,991	2/1997	Nadkarni et al.	244/203
5,740,991	4/1998	Gleine et al.	244/209
5,772,156	6/1998	Parikh et al.	244/209
5,779,196	7/1998	Timar	244/209

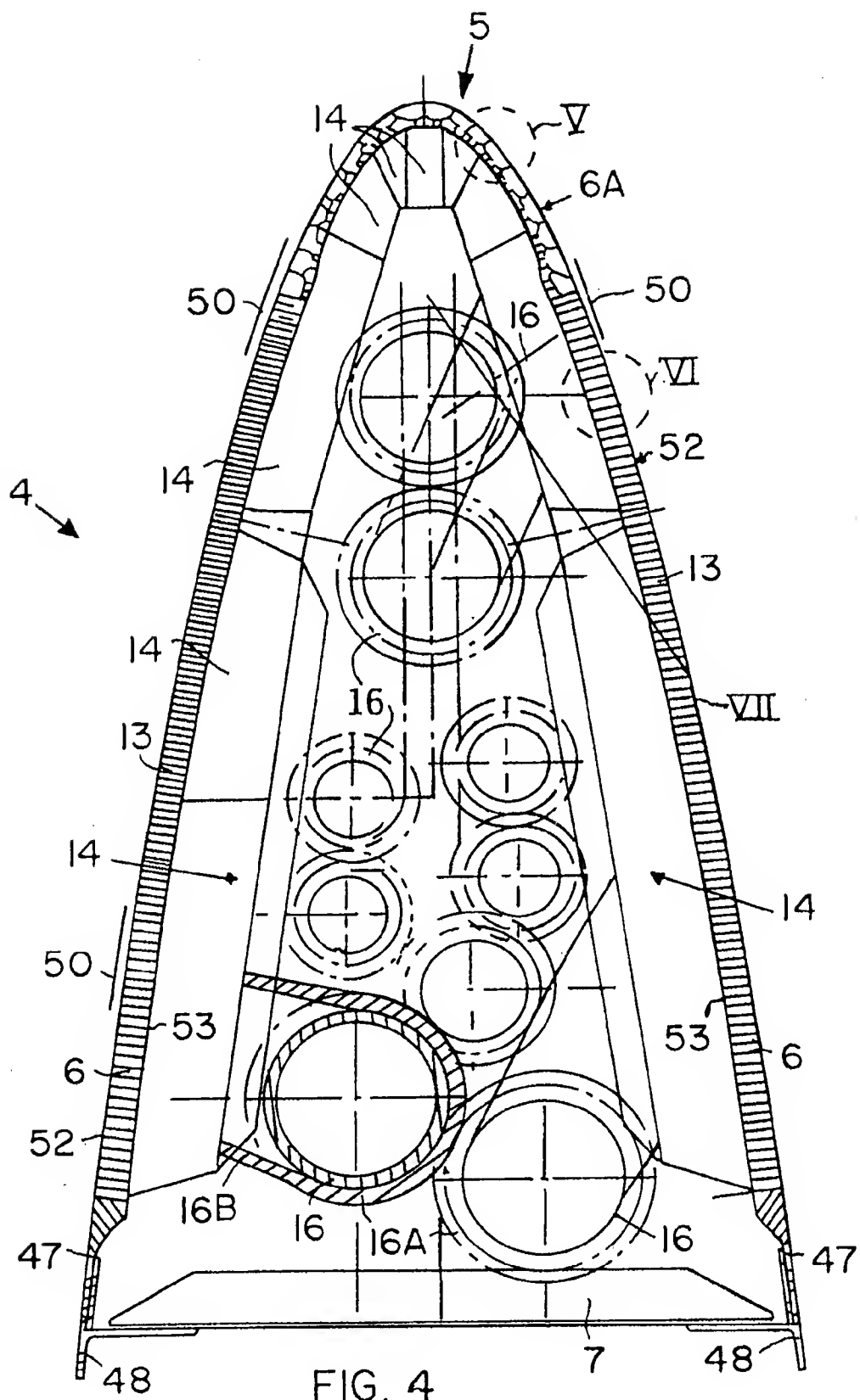
Primary Examiner—Galen L. Barefoot*Attorney, Agent, or Firm*—W. F. Fasse; W. G. Fasse[57] **ABSTRACT**

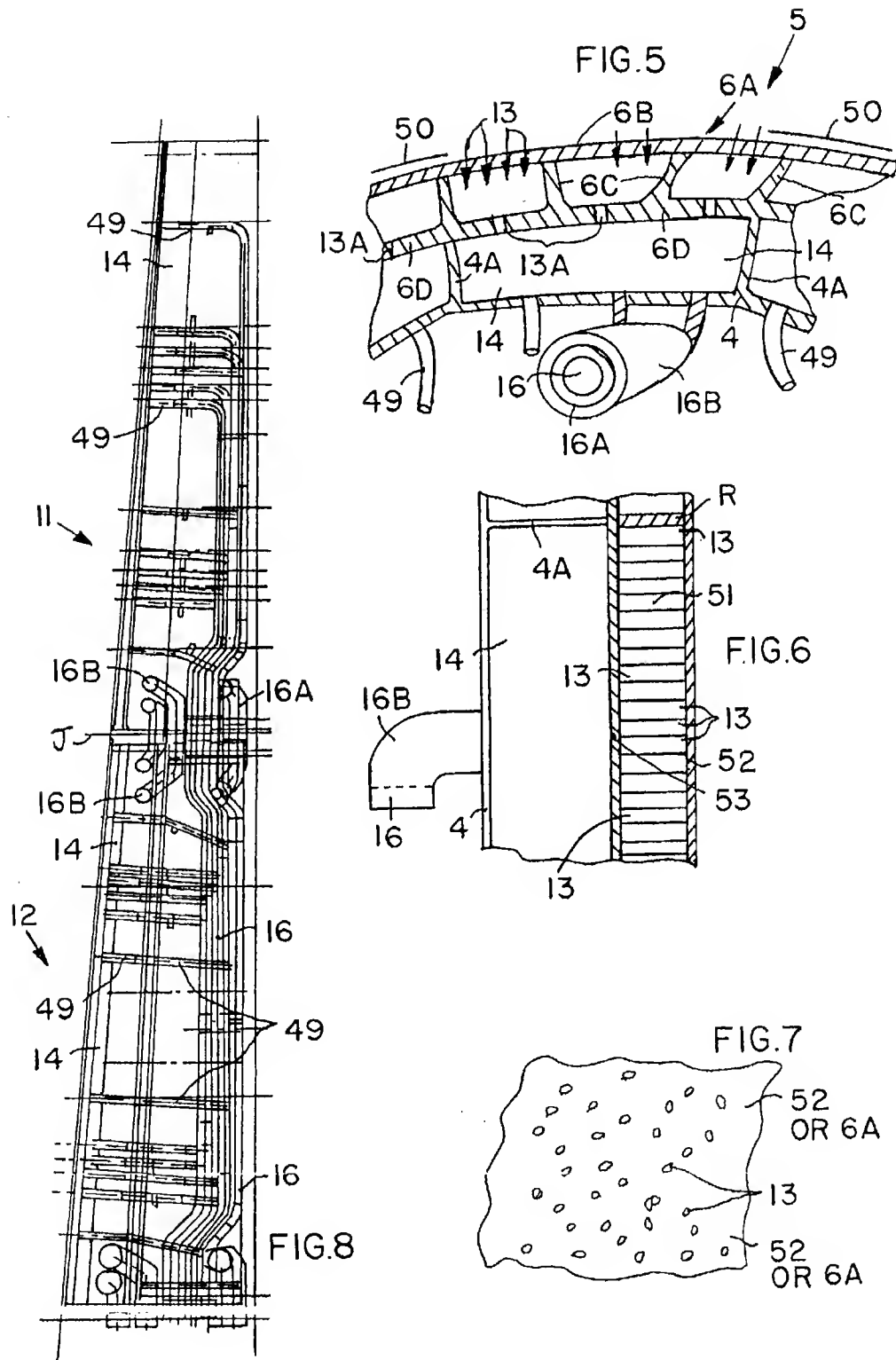
The boundary layer flow along the surface of an aircraft rudder assembly is controlled by suction applied through perforations primarily installed in the leading edge of the rudder assembly. The control is such that a laminar flow is enforced or at least such that any turbulent flow is displaced so that it begins downstream of the rudder assembly leading edge. Suction air chambers are arranged along the leading edge inside a nose box of the rudder assembly and these boxes are connected through air ducts and a valve system to an exhaust fan. The valve system and the exhaust fan are controlled by a central processing unit providing a flow controller for the suction in response to control signals produced from rated values and sensed actual values to provide a uniform distribution of the suction along the leading edge of the rudder assembly. The suction system may be switched over to a de-icing mode by blowing warm air out through the perforations in a controlled manner.

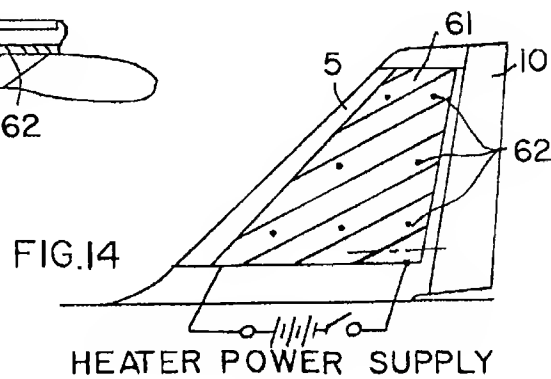
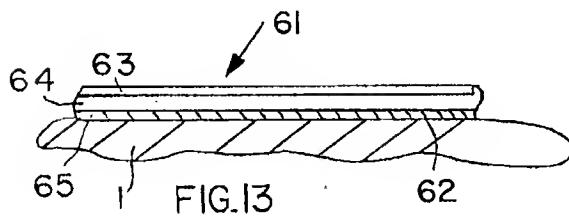
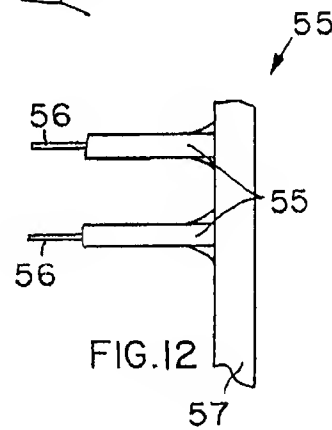
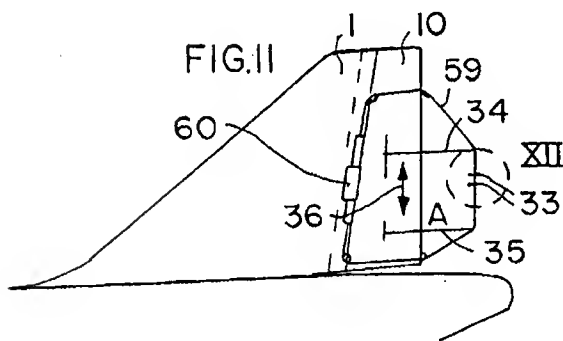
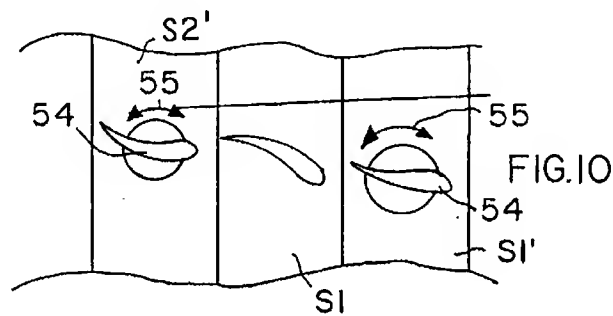
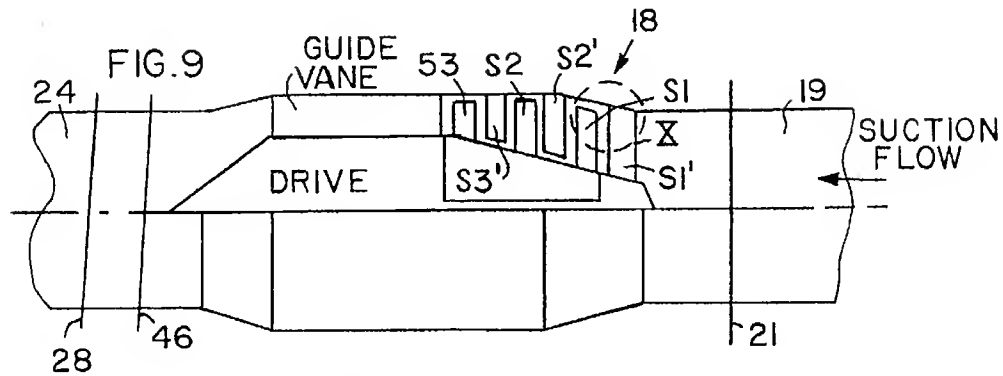
20 Claims, 5 Drawing Sheets











RUDDER ASSEMBLY WITH A CONTROLLED BOUNDARY LAYER CONTROL FOR AN AIRCRAFT

FIELD OF THE INVENTION

The invention relates to an aircraft rudder assembly provided with perforations connected to valves operated by a valve controller for a controlled removal of turbulent boundary layer air along the leading edge of the rudder assembly to maintain a substantially laminar flow. A reverse flow through the apertures can be used for de-icing.

BACKGROUND INFORMATION

It is known to maintain a laminar flow along an aircraft surface such as a wing surface by suction through apertures for influencing the boundary layer. The suction may be so-controlled that an artificial laminar flow is enforced and a turbulent flow is substantially avoided or at least delayed. Reference is made in this connection to an article entitled "Second Skin" (Zweite Haut) by H. L. Hillebrand in Flug Revue, December 1985, pages 68 to 70 describing two efforts for controlling boundary layer flow.

The so-called "Lockheed structure" involves a sandwich construction of a wing portion formed of honeycomb sheets covered with a graphite epoxy skin which in turn is covered by a further thin skin provided with longitudinal slots extending cross-wise to the flow direction on the upper and lower side of the wing near the wing leading edge. Suction is produced inside of the wing chambers and air is sucked into the wing through the longitudinal slots. The extent of the suction is controlled by a control unit.

The so-called "Douglas structure" includes a perforated thin sheet metal layer of titanium applied to a fiberglass support structure. The perforations include a multitude of very small apertures which are closely spaced to each other. These apertures are in the wing and suction is applied to remove boundary layer air through these apertures.

It is also known from European Patent Publication EP 0,436,243 A2 (Rudolph et al.), published on Jul. 10, 1991, to use an anti-icing system of an aircraft also for laminar flow control. The aperture through which hot air is blown out can also be used for sucking air through the apertures into the wing for laminar flow control. The flow is reversed in the anti-icing mode or vice versa. Rudolph et al. do not provide an exact control of the air quantity to be sucked off nor of the air quantity to be blown out. Thus, neither the blowing operation nor the sucking operation can be adapted to the instantaneously prevailing flow conditions at the leading edge of the wing. The Rudolph system is not capable of avoiding boundary layer separation altogether because in the suction mode it is possible that air may flow out of the apertures from those chambers in which the suction is not applied and the pressure build up in any chamber may result in a chamber pressure larger than the outside pressure. The prior art does not deal with boundary layer flow control in a rudder assembly.

Reference is also made to Aeronautical Engineering, Jan. 27, 1937, pages 98 to 100 where an article entitled "Sucking off the Boundary Layer" by B. S. Shenstone describes original efforts for boundary layer control. Further reference is made to U.S. Pat. No. 5,141,182 (Coffinberry), issued Aug. 25, 1992; U.S. Pat. No. 5,125,597 (Coffinberry), issued Jun. 30, 1992; and U.S. Pat. No. 5,143,329 (Coffinberry), issued Sep. 1, 1992.

The above prior art leaves room for improvement.

OBJECTS OF THE INVENTION

In view of the foregoing it is the aim of the invention to achieve the following objects singly or in combination:

- to construct a rudder assembly of an aircraft in such a way that a boundary layer flow control is achieved by a controlled suction flow while a controlled reverse flow through the same apertures prevents an ice formation on the rudder assembly, especially along its leading edge;
- to precisely control the volume of suction air and the volume of blowing air for the purpose of achieving on the one hand a substantially laminar boundary layer flow and on the other hand using just enough air required for the de-icing in response to the prevailing conditions such as the external temperature;
- to reduce the drag on the aircraft, particularly the drag on the rudder assembly to thereby save fuel and improve the economy of a commercial aircraft, especially passenger aircraft;
- to optimize the power of a suction fan used for the present purposes so that it will not significantly contribute to the fuel consumption;
- to heat at least certain surface areas of the rudder assembly for monitoring with an infrared camera the effect of the present boundary layer control; and
- to provide a pitot comb downstream of the rudder for monitoring the boundary layer flow as influenced by the present boundary layer control on the rudder assembly.

SUMMARY OF THE INVENTION

The above objects have been achieved according to the invention by a rudder assembly which is characterized by a rudder inner frame and a rudder nose box forming a leading edge section secured to the inner frame. The frame and nose box are enclosed by an outer rudder skin. Perforations in the outer skin at least along the leading edge section permit a suction or blowing operation. For this purpose a plurality of air chambers are positioned in the rudder assembly preferably in the nose box along the leading edge, whereby the air chambers communicate on the one hand with the atmosphere through the perforations in the outer skin and on the other hand with an air collection manifold or plenum to which the air chambers are individually connected by a plurality of air ducts. At least one controllable flow first valve is provided in each of the air ducts. An air suction fan or compressor is connected with its suction port or suction inlet to the air manifold through an air channel. A plurality of flow condition sensors preferably at least a pressure sensor, a temperature sensor, and a flow volume or flow velocity sensor, is provided for each of the air ducts that connect the air chambers with the air collection manifold or plenum. The outputs of the at least one sensor or sensors is connected to a flow controller which may be part of a central processing unit having sensor inputs connected to the flow condition sensor or sensors. The flow controller provides valve control signals at its respective outputs to control the first valves for closing and opening the first valves in response to the flow condition values sensed by the sensors individually for each air duct and thus for each of said plurality of air chamber. In this manner an exact quantity or rather volume of boundary layer air is removed sufficiently for maintaining a laminar flow of the boundary layer along the surfaces of the rudder assembly. Excess suction is avoided. Similarly, a blowing out of excess de-icing air is avoided. Both these features contribute to the fuel economy of the aircraft.

Preferably, one controllable flow second valve is connected in the air channel between the air collection manifold and the suction input of the compressor or suction fan so that this valve may also be controlled by the flow controller in response to respective flow conditions. The controller is responsive to the instantaneous flow and other measured conditions and adapts the required airflow accordingly by controlling a plurality of valves.

BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS

In order that the invention may be clearly understood, it will now be described, by way of example, with reference to the accompanying drawings, wherein:

FIG. 1 is a perspective view of the tail section of an aircraft equipped with a rudder assembly and airflow control according to the invention;

FIG. 2 illustrates schematically the suction fan with its by-pass and the air collection manifold or plenum chamber with a plurality of air ducts leading to suction chambers not seen in FIG. 2;

FIG. 3 shows in a block diagram the valves and the flow sensor positions including the flow controller;

FIG. 4 is a sectional view along section line II—II in FIG. 1 showing the nose box of a rudder assembly according to the invention;

FIG. 5 shows on an enlarged scale the detail V in FIG. 4 illustrating the wall construction of the nose box at the leading edge;

FIG. 6 illustrates on an enlarged scale the detail VI in FIG. 4 showing the wall construction of the nose box away from the leading edge;

FIG. 7 illustrates the apertures through the skin of the present rudder assembly illustrating detail VII in FIG. 4;

FIG. 8 shows a side view of tapping pipes and air ducts connected by the tapping pipes to the air chambers communicating through these pipes and ducts with an air collection manifold and through apertures with the atmosphere;

FIG. 9 is a schematic view of a three-stage suction fan preferably used according to the invention;

FIG. 10 shows on an enlarged scale compared to FIG. 9 the variability of the angular position of the stator blades of the suction fan of FIG. 9;

FIG. 11 shows schematically the location of a position adjustable pitot comb and its drive;

FIG. 12 shows a detail XII of FIG. 11;

FIG. 13 shows a sectional partial view of a surface heater for the present rudder assembly; and

FIG. 14 shows the surface heater and temperature sensors attached to the present rudder assembly in a side view.

DETAILED DESCRIPTION OF PREFERRED EXAMPLE EMBODIMENTS AND OF THE BEST MODE OF THE INVENTION

FIG. 1 shows a rudder assembly 1 according to the invention secured to an aircraft body 2. The rudder assembly 1 comprises an inner frame 3, a nose box 4 forming a leading edge 5, and an outer skin 6 enclosing the inner frame 3 and the nose box 4 including the leading edge 5. The inner frame comprises a front spar 7, a rear spar 8, and ribs 9 conventionally interconnected. A rudder 10 is conventionally hinged to the rudder frame 3. The rudder assembly 1 may comprise several sections, for example an upper section 11 and a lower section 12 interconnected at a junction J, for example passing through the rib 9.

According to the invention the outer skin 6 is provided at least along the leading edge 5 with perforations 13 for maintaining an airflow. The nose box 4 is provided with air chambers 14 which communicate with the atmosphere through the perforations 13. These air chambers 14 are best seen in FIG. 4. The air chambers 14 further communicate with an air collection manifold 15 through a plurality of air ducts 16, one end of which is connected to the respective air chamber 14 and the other end of which is connected to the manifold or plenum chamber 15. Each of the air ducts 16 is provided with a controllable flow first valve 17 best seen in FIGS. 2 and 3. An air suction fan or compressor 18 is connected with its suction inlet port to an outlet of the manifold 15 through an air channel 19.

Flow condition sensors such as a pressure sensor P, a temperature sensor T, and a flow volume or flow velocity sensor F shown in FIG. 3 are constructed and arranged so that at least one sensor is provided for each respective air duct 16 sensing the flow condition values. Preferably, these sensors P, T, F are ascertaining the flow conditions in each respective air duct to provide corresponding output values representing these flow conditions to a flow controller 20 seen in FIG. 3. The flow controller 20 receives all these output values of the sensor through respective electrical conductors or pressure ducts. The flow controller 20 processes the received signals to provide respective electrical valve control outputs or signals connected to the respective controllable first valves 17 for closing and opening said first valves in response to the measured or sensed flow condition values sensed by the sensors P, T, F.

Referring further to FIG. 1, at least one controllable flow second valve 21 is positioned in the air channel 19, preferably at the suction port of the suction fan 18, whereby the second controllable valve 21 is positioned upstream of the fan 18 as viewed in a suction flow direction 22. The fan 18 has a discharge port 23 connected through an air outlet channel 24 to an air discharge port 25 passing through the aircraft wall preferably at a location where the pressure coefficient C_p is low due to the shape of the aircraft body wall at the location of the outlet 25.

A by-pass air conduit 26 is connected to the air channel 19, preferably at a point upstream of the second valve 21 as viewed in the suction flow direction 22. A controllable flow by-pass third valve 27 is positioned for controlling a by-pass airflow through said by-pass conduit 26 into the air channel 19. An air inlet 38 of the by-pass conduit 26 passes through the aircraft wall just as the compressor discharge port 25.

A controllable flow fourth valve 28 is preferably positioned in the air outlet channel 24 downstream of the fan discharge port 23.

Referring further to FIG. 1, an air feeder tube 29, 30 is connected for supplying de-icing air into the manifold 15 and through the air ducts 16 and valves 17 into the air chambers 14 for blowing air out of the perforations 13 in the de-icing mode of operation to be described in more detail below.

FIG. 1 further shows a portion of the elevator assembly 31 carrying an infrared camera 32 for observing the rudder wall surfaces of the rudder assembly according to the invention regarding the effectiveness of the flow control according to the invention. Additionally, a pitot comb 33 is movably secured by brackets 34 and 35 to the rudder assembly 1 downstream of the rudder 10. The pitot comb 33 is adjustable up and down as indicated by the arrow 36 and as will be described in more detail below with reference to FIG. 11.

Referring to FIG. 2, the same components are provided with the same reference numbers as in FIG. 1. FIG. 2 shows

5

the de-icing mode. Each of the air ducts 16 is provided with its own first flow control valve 17. However, only one such valve 17 is shown for simplicity's sake. The controllable flow second valve 21 is only shown by a line indicating its position in the air channel 19 upstream of the suction inlet port of the fan 18. The second valve 21 and the third valve 27 in the by-pass air conduit 26 are closed and so is the fourth valve 28 in the air outlet channel 24 of the suction fan 18 which is switched off in the de-icing mode. However, the first valves 17 are open and so is a controllable flow fifth valve 37 in the air feeder tubes 29, 30. Thus, warm air is supplied through the manifold 15, the open valves 17 and the air ducts 16 as indicated by the arrow 39, into the air chambers 14, whereby the warm air is caused to flow through the perforations 13, thereby de-icing the leading edge 5 of the rudder assembly 1.

In the shown example of FIG. 2, the reverse flow warm air comes from one of the engines E1. For this purpose a valve PRV1 is open to permit the warm air to flow into a pipeline 40 leading to the manifold 15 through the open valve 37. At this time valves FCV1 and XBV are closed. Additional air may flow from the auxiliary power unit 41 through an open valve 42 and a check valve 43 connecting the respective pipe line 44 from the auxiliary power unit 41 to the pipeline 40 which in turn is connected to the air feeder tube section 30. FIG. 2 shows that the warm air for de-icing purposes is obtained as tap air from the engine E1 and from the auxiliary power unit 41. However, the valve 42 may be closed so that the warm air is obtained only from the engine. Preferably, a check valve 43 is positioned between the pipe lines 40 and 44. Similarly, the valve PRV1 may be closed while the valve 42 is open, whereby only the auxiliary power unit 41 supplies the de-icing air. In both instances the reverse flow fifth valve 37 is open.

When the reverse flow fifth valve 37 is closed and the valve 21 open, the boundary layer control operation can continue, whereby the by-pass valve 27 may either be closed or open. If the by-pass valve 27 is open, air entering into the by-pass air inlet 38 can be supplied to the suction input of the compressor fan 18 in addition to air sucked through the apertures 13 for keeping the suction fan or compressor 18 at a stable working point or level. The output valve or shut-off valve 28 is open during the suction mode of the system.

FIG. 2 also shows a pressure relief valve 45 connected to the manifold 15 to relieve excess pressure from the manifold.

Referring to FIG. 3 again the same components are provided with the same reference numbers. However, FIG. 3 shows the above mentioned sensors P for measuring pressure, T for measuring temperature, and F for measuring fluid volume or fluid velocity. Each of the air ducts 16 is preferably provided with these three sensors. An additional sensor 46 is preferably positioned for sensing the fluid flow through the outlet channel 24 of the suction fan 18. All sensors are connected to respective inputs of the flow controller 20 which also has a keyboard for entering respective rated values into a memory which supplies these values to a comparator for comparing the rated values with respective measured values from the sensors P, T, F to provide valve control output signals at respective amplifier outputs. The sensor 46 is preferably a volume or velocity sensor.

As shown in FIG. 2, warm air may also be derived from the second engine E2 through the valve PRV2, whereby the valve FCV2 would be closed while the valve PRV2 is open. Similarly, the valve XBV would be open while the valves PRV1 and FCV1 would also be closed.

6

FIG. 4 shows a sectional view through the nose box 4. The outer skin or wall 6 of the nose box 4 is supported by the structure of the air chambers 14 and secured through brackets 47 to the front spar 7 which in turn is secured by further brackets 48 to the inner frame structure 3 of the rudder assembly as shown in FIG. 1. As shown in FIG. 4, the air ducts 16 may be distributed to fill the space between the air boxes 14. The upper ends of the air ducts 16 may be connected to the air chambers 14 through flexible hose sections 16A forming elbows 16B leading in an airtight manner into the respective air chambers 14. The volume of the air chambers 14 becomes smaller toward the leading edge 5. In order to assure a proper air removal by suction even from these smaller volume chambers near the leading edge 5, additional tap pipes or tapping pipes 49 are provided for connecting these smaller volume chambers 14 to the air ducts 16 as shown in FIG. 8. Generally, the tap pipes 49 have a narrower diameter than the air ducts 16. These tap pipes 49 are so distributed along the leading edge that a uniform suction is applied along the entire length of the leading edge 5.

FIG. 4 also shows that the leading edge 5 itself has a reinforced wall structure 6A, the detail V of which is shown in FIG. 5 to be described below. The nose box 4 has an overall cross-section approximately resembling that of a parabola. The wall 6 outside of the leading edge 5 has a honeycomb structure the detail VI of which is shown in FIG. 6 to be described below.

FIG. 5 shows the detail V of the reinforced construction of the leading edge 5 formed by the wall 6A having an outer sheet metal cover 6B provided with the perforations 13 symbolically shown by arrows. The sheet metal cover 6B is supported by reinforcing ribs 6C supported by a wall 6D provided with apertures 13A. The wall 6D in turn rests on the inner nose box structure 4 that forms the air chambers 14 communicating on the one hand through the apertures 13A and the perforations 13 with the atmosphere and on the other hand through the air ducts 16, 16A, 16B and/or through the tapping pipes 49 with the air collecting plenum or manifold 15. Where the cross-sectional flow area of the chambers 14 becomes smaller toward the leading edge 5, the connection of these smaller chambers to the air ducts 16 will predominantly be through a plurality of tapping pipes 49 connected to the air ducts 16 rather than by connecting the ducts 16 directly to the chambers 14. Attention will be paid to making these connections airtight. A boundary layer 50 is merely shown symbolically as a line.

FIG. 6 illustrates the detail VI of FIG. 4 on an enlarged scale. A honeycomb core 51 is sandwiched between an outer perforated sheet metal cover 52 and an inner perforated sheet metal layer 53. This sandwich structure is rigidly secured to the nose box structure 4 provided with separation walls 4A that form the plurality of air chambers 14 in the nose box 4. Reinforcing ribs R may pass through the honeycomb structure 51 to rigidly interconnect the sheet metal members 52 and 53 to each other and to the separation walls 4A. Each of the air chambers 14 is connected to at least one suction air duct 16 through the elbow 16B in an airtight manner. The elbow itself is preferably flexible.

FIG. 7 shows a view onto the outer surface of the rudder nose section illustrating the perforations 13 through the outer sheet metal or fiber composite material cover 52 or 6A. These perforations 13 are preferably made by drilling with a laser beam.

FIG. 8 has been adequately described above. In addition to the connection of the tapping pipes 49 to the chambers 14,

FIG. 8 also shows the upper nose box section 11 and the lower nose box 12 interconnected to each other at a junction J.

FIG. 9 shows schematically the suction fan 18 with three rotor stages S1, S2 and S3 cooperating with respective stator sections S1', S2' and S3'. A fan control output at the flow controller 20 provides a control signal for controlling these compressor or fan stages individually in response to suction requirements provided by the sensors P, T, F and 46.

FIG. 10 shows on an enlarged scale the detail X of FIG. 9 for an alternative for the fan control. The stator stages S1', S2', . . . have position variable blades 54 having a variable blade angle as indicated by the arrows 55 controllable by the controller 20 in response to suction requirements.

In addition to or as an alternative control of the suction fan 18 the latter may have a variable r.p.m. also controllable by the controller 20 in response to suction requirements. When the r.p.m. and/or the blade angle are variable it may not be necessary to have individually controllable fan stages.

FIGS. 11 and 12 show the arrangement of the above mentioned pitot comb 33 positioned downstream of the rudder 10 as viewed in the flow direction of the boundary layer for monitoring the effect of the boundary layer control of the rudder assembly 1 according to the invention. The enlarged illustration of FIG. 12 shows the detail XII of FIG. 11. A plurality of pressure sensing pitot tubes 56 are mounted by tube mounts 55 to a carrier 57 which in turn is mounted to the brackets 34, 35 forming cantilever arms that hold the carrier 57 in a movable position downstream of the rear edge of the rudder 10. The carrier 57 with its pressure sensing pitot tubes 56 extends horizontally, namely perpendicularly to the plane of the drawing of FIG. 11. The carrier 57 with its tubes 56 is movable up and down by a drive 60 as indicated by the double arrow 36 in FIG. 11. The drive power may, for instance, be transmitted from the drive 60 to the carrier 57 by a cable drive transmission 59 running over rollers and connecting the carrier 57 to the drive 60.

FIGS. 13 and 14 illustrate a surface heater 16 positioned for heating at least a portion of the rudder assembly 1 to a constant temperature for monitoring by the infrared camera 32 positioned on the elevator section 31, whereby the effectiveness of the present boundary layer control by suction through the perforations may be ascertained and indicated. Specifically, the infrared camera provides information regarding the location where the laminar flow enforced by the controlled suction according to the invention is no longer laminar and tends to become turbulent. Further, signals measured by the camera may be supplied to the flow controller 20 for additionally influencing the control of the valves. The heat sensors 62 are so distributed over the surface of the rudder assembly downstream of the leading edge 5 that a uniform constant temperature is assured for observation by the camera 32. As shown in FIG. 13, the heater 61 is secured to the outer surface of the rudder assembly 1 through an insulating layer 65 to which a heating mat 64 is secured which in turn is covered by a protective layer or coating 63. FIG. 14 also shows a conventional power supply for the heater 61 that may be switched on and off as required.

When it becomes necessary to switch the valves and the suction fan from the suction mode which is applied during flight, to the de-icing mode which may be applied on the ground or in flight, the suction mode is terminated by switching the suction fan 18 off and first closing all valves. Then, the blowing mode is selected on the keyboard of the controller 20, whereby first the inlet valve 21 to the fan 18

and the valves 17 remain closed. However, the by-pass valve 27 is first opened to function as a vent to protect the system against a rapid pressure rise to avoid damages to the system. Then the bleed air valve 37 is opened so that bleed air may pass through the air feeder tubes 29 and 30. Then the valves 17 leading to the suction ducts 16 are brought by the controller 20 in a defined open position, whereupon the by-pass valve 27 is gradually closed to assure a gradual pressure increase within the system. The switch over from the blowing mode to the suction mode is similarly performed through the keyboard, whereby primarily an open loop control takes place. During operation the controller 20 performs primarily a closed loop control in response to the signals from the sensors after comparing with the stored rated signals.

By controlling the valves 21 and 28 it is possible to initially increase the r.p.m. of the fan 18 to its rated r.p.m. free of any load, thereby also saving energy. By placing the exit port 25 of the fan 18 where the C_p value is low, air out of the fan will exit almost on its own substantially without added energy consumption, thereby also saving energy. Stabilizing the laminar flow along the surfaces of the rudder assembly also saves energy. However, a turbulent flow is maintained next to the rudder 10 and boundary layer separation is avoided next to the rudder 10 so as not to impair the effectiveness of the rudder function.

Although the invention has been described with reference to specific example embodiments, it will be appreciated that it is intended to cover all modifications and equivalents within the scope of the appended claims. It should also be understood that the present disclosure includes all possible combinations of any individual features recited in any of the appended claims.

What is claimed is:

1. A rudder assembly for an aircraft, comprising a rudder inner frame (3), a rudder outer skin (6) enclosing said inner frame, and a rudder nose box (4) forming a leading edge (5) secured to said inner frame and enclosed by said rudder outer skin (6), perforations (13) through said outer skin (6) at least along said leading edge (5), a plurality of air chambers (14) positioned in said nose box, said air chambers (14) communicating through said perforations (13) with air outside said rudder assembly, an air collection manifold (15), a plurality of air ducts (16) individually connecting said plurality of air chambers (14) to said air collection manifold (15), a controllable flow first valve (17) in each of said air ducts (16), an air suction fan (18) having a suction inlet and an outlet, an air channel (19) connecting said air collection manifold (15) to said suction inlet of said suction fan (18), a plurality of flow condition sensors (P, T, F) positioned so that at least one sensor is provided for sensing flow condition values in each respective air duct (16) of said plurality of air ducts (16), a flow controller (20) having sensor inputs connected to said flow condition sensors, said flow controller further including valve control outputs connected to said controllable flow first valves (17) in said plurality of air ducts (16) for closing and opening said first valves (17) in response to said flow condition values sensed by said sensors for removing such a volume of boundary layer air individually through said plurality of air chambers (14) that a laminar boundary layer air flow is maintained on surfaces of said rudder assembly in response to said flow condition values.

2. The rudder assembly of claim 1, further comprising at least one controllable flow second valve (21) connected in said air channel (19) upstream of said air suction fan (18) as viewed in a suction flow direction (22).

3. The rudder assembly of claim 2, further comprising a by-pass air conduit (26) connecting said air channel (19) to a source of air, a controllable flow by-pass third valve (27) positioned for controlling a by-pass airflow through said by-pass conduit (26) into said air channel (19).

4. The rudder assembly of claim 1, further comprising an air discharge port (23), an air outlet channel (24) connecting said suction fan to an air discharge port (25), and a controllable flow fourth valve (28) in said air outlet channel (24) between said suction fan outlet and air discharge port (25).

5. The rudder assembly of claim 3, wherein said by-pass air conduit (26) is connected to said air channel (19) between said air collection manifold (15) and said second controllable valve (21) connected to said inlet of said suction fan, whereby a junction between said by-pass air conduit (26) and said air channel (19) is positioned upstream of said controllable flow second valve (21) as viewed in a suction flow direction through said air channel (19).

6. The rudder assembly of claim 1, wherein said rudder inner frame (3) comprises at least two inner frame sections including an upper frame section (11), a lower frame section (12), and a frame junction (1) between neighboring frame sections securing said frame sections to each other.

7. The rudder assembly of claim 1, wherein said leading edge (5) comprises at least two leading edge portions including an upper leading edge portion, a lower leading edge portion, and an edge junction between neighboring leading edge portions securing said leading edge portions to each other.

8. The rudder assembly of claim 1, wherein said plurality of flow condition sensors (P, T, F) comprises for each of said air ducts (16) several sensors including at least a pressure sensor (P), a temperature sensor (T), and a flow volume or flow velocity sensor (F) for providing respective actual values of pressure, temperature, and flow volume or flow velocity, said several sensors being connected to said sensor inputs of said flow controller (20), a memory in said flow controller for storing rated values of temperature, pressure, and flow volume or flow velocity values, and a comparator for comparing respective measured actual values and rated values with each other to provide valve control signals at said control outputs of said flow controller (20) connected to said controllable flow valves.

9. The rudder assembly of claim 1, wherein said rudder nose box (4) comprises a reinforcing structure (6A, 6B, 6C, 6D) including a sheet metal cover (6A) with perforations (13) and a wall (6D) with apertures (13A) in said wall (6D) for communicating said air chambers (14) through said perforations (13) and through said apertures (13A) with the atmosphere for a controlled airflow through said perforations (13) and through said apertures (13A).

10. The rudder assembly of claim 1, wherein said air chambers (14) are positioned in said rudder nose box (4) next to said perforations (13), and wherein said air chambers have chamber volumes that diminish toward said leading edge (5).

11. The rudder assembly of claim 1, wherein said suction fan (18) comprises a plurality of stages (S1, S2, . . .), said flow controller (20) comprising a suction fan control output

connected for individually controlling said suction fan stages in response to suction requirements ascertained by said sensors.

12. The rudder assembly of claim 1, wherein said suction fan (18) comprises position adjustable blades (54) having a variable blade angle (55) controllable by said flow controller (20) in response to suction requirements.

13. The rudder assembly of claim 8, wherein said suction fan has a variable r.p.m. controllable by said flow controller in response to suction requirements.

14. The rudder assembly of claim 9, further comprising air tapping pipes (49) connected to said air suction ducts (16) and to said air chambers (14), and wherein said air tapping pipes (49) are distributed along a length direction of said rudder assembly so that uniform suction is applied through said perforations (13) and through said apertures (13A) along said leading edge (5).

15. The rudder assembly of claim 3, wherein said suction fan comprises at least one output flow sensor (46) positioned for sensing an air output volume or velocity of said suction fan, said output flow sensor (46) being connected to said flow controller for providing a measured air output value, a memory in said flow controller (20) for storing a rated suction fan output value, a comparator for comparing said measured air output value with said rated suction fan output value to produce a control signal for said by-pass third valve (27) for controlling said by-pass airflow in closed loop fashion for maintaining a stable operational level of said suction fan (18).

16. The rudder assembly of claim 1, wherein said suction fan outlet port (25) passes through a wall of said aircraft to the atmosphere at a location where the pressure coefficient (C_p) is low.

17. The rudder assembly of claim 1, further comprising an air feeder tube (29, 30) connected at one end to said air manifold (15) and at another end to a source of warm pressurized air and at least one controllable reverse flow air feeder fifth valve (37) in said air feeder tube for feeding air outwardly through said perforations (13) when said suction fan (18) is switched off.

18. The rudder assembly of claim 17, wherein said controllable reverse flow air feeder fifth valve (37) connects said air feeder tube (29, 30) to any one of an engine (E1, E2) for tap air, an auxiliary power unit (41) for feeding bleed-air into said air manifold, and to an aircraft cabin pressurization system (CPS).

19. The rudder assembly of claim 1, further comprising at least one heater (60) positioned for heating at least a portion of said rudder assembly (1) to a constant temperature, and an infrared camera (32) positioned for monitoring an effectiveness of a boundary layer control by suction through said perforations (13).

20. The rudder assembly of claim 1, further comprising a pitot tube comb (55) positioned behind a trailing edge of said rudder assembly (1) for measuring air drag as controlled by suction through said perforations (13).

* * * * *